Entwurf eines Bausatzflugzeugs

Projektname:
*e*Motion

Vorgelegt von
Julian Schmidt und
Clemens Pellenwessel

Hamburg, 26. Januar 2012

Inhaltsverzeichnis

1 Aufgabe

Im April 2011 wurde von der Oskar-Ursinus-Vereinigung der Flugzeug-Design-Wettbewerb ausgeschrieben. Die Anmeldung zur Teilnahme erfolgte rechtzeitig zum 31. Oktober 2011.
Laut Ausschreibung (siehe Anlage) sind die geforderten Wettbewerbsunterlagen spätestens bis zum 31. Januar 2012 vollständig bei der OUV-Geschäftsstelle einzureichen.

Es soll ein innovatives ein- oder zweisitziges Flugzeug entworfen werden, das sich besonders gut für den Selbstbau durch private Erbauer eignet. Bei der Wahl der Baumaterialien ist daher auf eine einfache, unkomplizierte und kostengünstige Möglichkeit der Fertigung der verschiedenen Bauelemente zu achten. Nach Möglichkeit sollen nur einfache Systeme eingebaut werden.

Eine primäre Anforderung gilt der Flugmechanik: das Flugzeug soll von durchschnittlichen Piloten einfach geflogen werden können. Die Flugleistungen sind dabei nur von sekundärer Bedeutung.

Hinsichtlich seiner Eigenschaften und Konstruktion soll das Flugzeug weitgehend den aktuellen Lufttüchtigkeitsanforderungen CS-VLA oder CS-/JAR-23 entsprechen.

Folgende Unterlagen sind einzureichen:

- Maßstäbliche Drei-Seiten-Ansicht
- Datenblatt
- Übersicht des Cockpit-Bereiches mit Sitzposition des/der Insassen
- Übersicht über die Haupt-Struktur-Elemente des Flugzeugs
- Übersicht über die Steuerung des Flugzeugs
- System-Schemata
- Vorschlag für einen geeigneten Antrieb
- Übersicht des Triebwerks-Einbaues
- Abschätzung der zu erwartenden Steigrate, der Geschwindigkeit des besten Steigens und der Horizontalfluggeschwindigkeit bei maximaler Dauerleistung
- V-n-Diagramm für Manöver und Böen
- Abschätzung der Leermasse und des Leermassen-Schwerpunktes
- Massen-Schwerpunkts-Diagramm
- Abschätzung des Neutralpunktes bei festgehaltenem und losgelassenem Höhenruder
- Beschreibung eines Fertigungskonzeptes, das die Möglichkeiten des privaten Selbstbaues berücksichtigt
- Beschreibung eines Geschäfts-Modells, mit der das Vorhaben, ein solches Flugzeug zu entwickeln, einen Prototypen zu bauen, zu erproben und Bauunterlagen für den Nachbau zu erstellen umgesetzt werden könnte
- Mini-Mock-Up oder Modell, sofern für das Vorhaben hilfreich und möglich

2 Projekt

2.1 Projektidee

Beide Projektteilnehmer hatten sich während der Ausbildung zur Erlangung der PPL-Pilotenlizenz beim HFC (Hanseatischer Fliegerclub, Hamburg) kennen gelernt. Der im Unterricht erlernte Stoff diente zunächst als Grundlage für technische Diskussionen. Die Idee zum Entwurf und Entwicklung eines Elektroflugzeugs hatte Julian Schmidt bereits Ende 2010 in einem dieser Gespräche angeregt. Schon bald waren beide davon überzeugt, dass die Entwicklung eines mit Batterie angetriebenen Elektroflugzeugs eine vielversprechende Zukunft hat.

Die Vorteile gegenüber den konventionellen Kolbenmotoren sind unverkennbar und beeindruckend:

- Geringe Betriebskosten
- Minimaler Wartungsaufwand und –kosten
- Technische Einfachheit
- Keine Verminderung der Leistung mit zunehmender Höhe bzw. Temperatur
- Geringe Lärmemissionen
- Höhere betriebliche Sicherheit
- Ein während des Fluges konstanter Schwerpunkt, bedingt durch Batterien als Energiespeicher.

Der Entschluss zur Umsetzung der Idee erfolgte dann 2011. Beide Teilnehmer hatten zuvor weder berufliche Berührungspunkte mit der Luftfahrttechnik im Allgemeinen noch mit dem Flugzeugbau und –entwurf im Besonderen. Also die besten Voraussetzungen, um unbekümmert ein neues innovatives Flugzeug zu entwickeln.

Mit einem privaten überschaubaren Team von nur 2 Entwicklern wurde mit der Entwurfsphase des Projektes im Oktober 2011 gestartet, nachdem bekannt war, dass die Oskar-Ursinus-Vereinigung einen Flugzeug-Design-Wettbewerb ausgeschrieben hatte.

2.2 Projektanforderungen und Bauvorschrift

Neben der grundsätzlichen Festlegung, ein Flugzeug mit einem Elektromotor zu bauen, sollte das zu entwickelnde Flugzeug weitere Merkmale bzw. Anforderungen erfüllen:

- Es sollte als Bausatz konzipiert werden und mit wenigen Bauteilen in einer relativ kurzen Zeitspanne zusammengebaut werden können. Eine durchschnittlich handwerklich begabte Person soll ohne technische Vorkenntnisse und mit wenig Materialaufwand fähig sein, den Bausatz zu realisieren.
- Durch abnehmbare Flügel sollte das fertige Flugzeug in einer einfachen Autogarage Platz finden
- Eine einzelne Person soll in der Lage sein, das Flugzeug zu transportieren und startklar in Betrieb zu nehmen.
- Bausatz und Unterhaltungskosten müssen preislich erschwinglich sein. „Wer sich ein Mittelklassewagen leisten kann, soll sich auch einen eigenen Flieger leisten können".
- Das Design und die Leistungsmerkmale sollen ansprechend sein. Das „Auge fliegt mit" und bestimmt das Kaufverhalten. Das Aussehen und die Leistungsmerkmale sollen ähnlich wie bei einem kleinen Sportwagen Emotionen wecken. Aus diesem Grunde und wegen des Elektroantriebes wurde auch der doppeldeutige Projektname *e*Motion gewählt.

Aus diesen primären Anforderungen (klein, einfach, günstig, leistungsstark und schön) ergaben sich fast zwangsläufig die folgenden sekundären Rahmenbedingungen für das Projekt:

- Einsitzer
- Tiefdecker (eine weiterentwickelte und leistungsstärkere Version soll kunstflugtauglich sein)
- Zweibeiniges festes Fahrwerk mit Spornrad
- Kunststoffbauweise mit Faser-Verbund-Kunststoff (CFK/GFK-Werkstoff) für die Hauptbestandteile (Rumpf-, Trag- und Leitwerk)
- Es soll den Anforderungen der neuen 120kg Klasse mit einem MTOW von 210kg oder der LTF-UL Bauvorschrift entsprechen
- Spannweite von max. 7m
- Leistungsstarker Elektromotor (Der Spaß beim Fliegen soll nicht zu kurz kommen)
- Antrieb des Elektromotors mit Strom aus Batterien (Akkumulatoren))
- Flugdauer von mindestens 2 Stunden

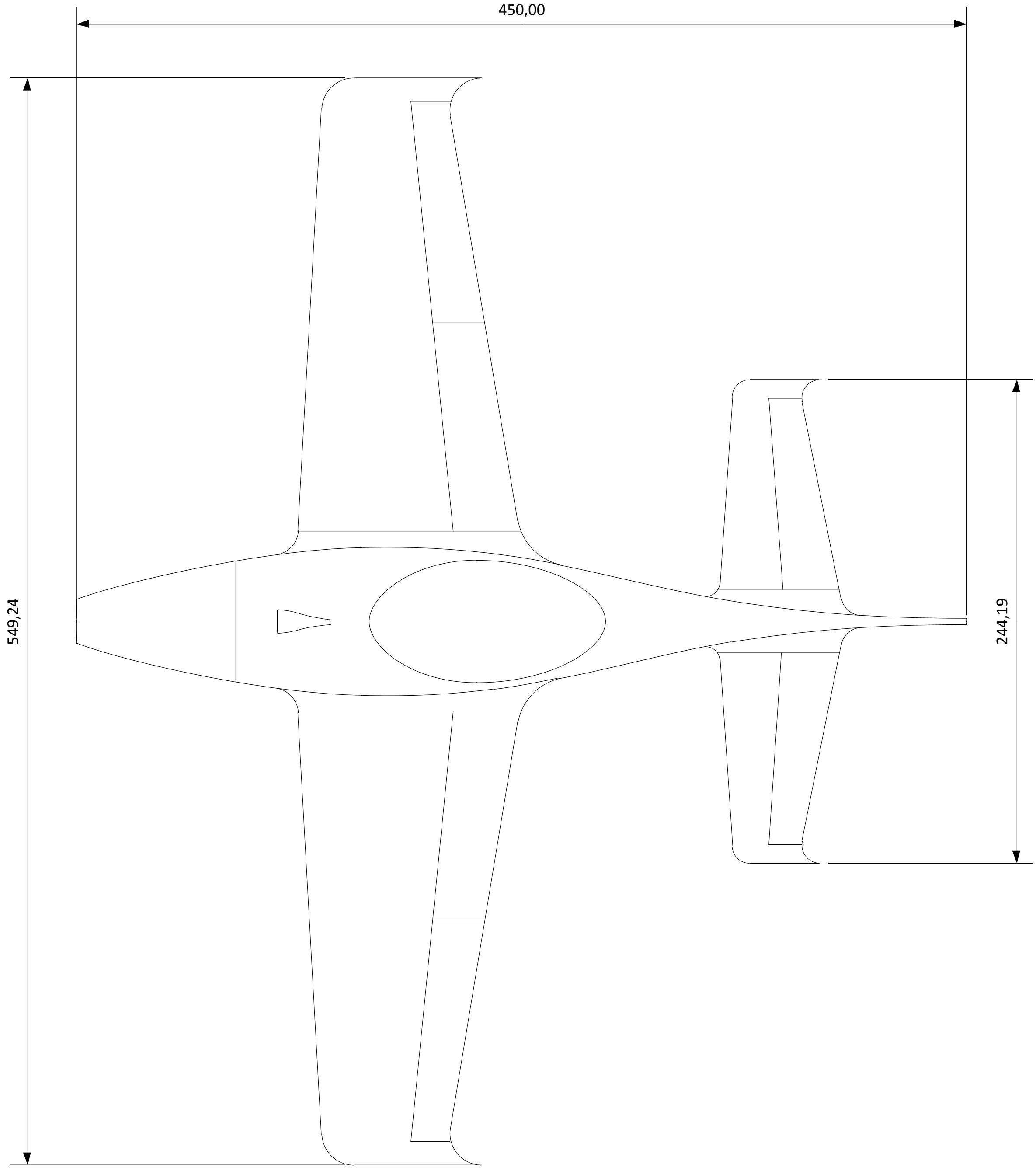
Die oben dargestellten Anforderungen sind zunächst Wunschvorstellungen, die man umgesetzten möchte und mit denen man das Projekt startet. Schon in der Startphase mussten wir erkennen, dass Kompromisse gefunden werden müssen, ohne die für uns wichtigen und wesentlichen Merkmale des Flugzeugs zu vernachlässigen. So ergab eine erste Berechnung der Überziehgeschwindigkeit, dass bei der von uns gewünschten Flügelgröße die geforderte Stallspeed von 65km/h nach LTF-UL Bauvorschrift nicht eingehalten werden konnte. Auch hinsichtlich des Leergewichts konnte aufgrund der notwendigen Batterien (über 60kg) die 120kg-Klasse nicht erreicht werden. Aus diesem Grunde wurde bald ersichtlich, dass für uns nur eine Entwicklung auf der Basis der

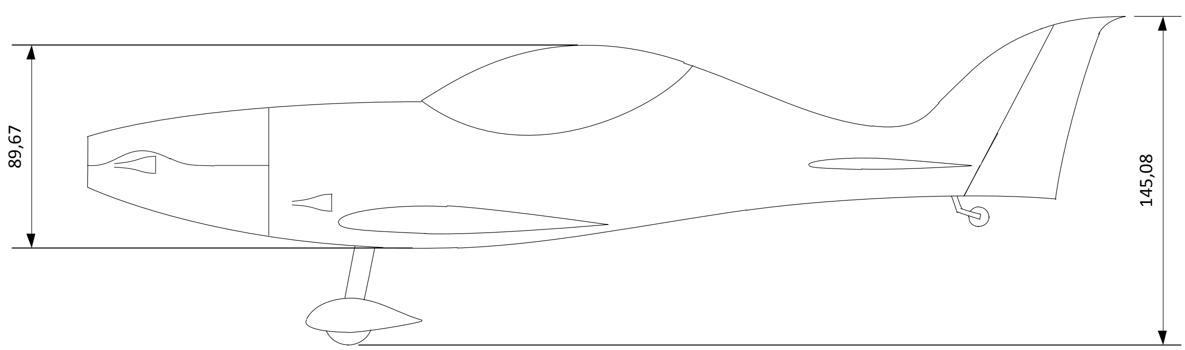
Lufttüchtigkeitsanforderung CS-VLA[1] (Certification Specifications for. Very Light Aeroplanes) in Frage kam, die bei Flugzeugen mit einem Maximalgewicht (MTOW) von 750kg und einer maximalen Überziehgeschwindigkeit von 83km/h (45 kt) Anwendung findet.

3 Projektunterlagen

Die in der Ausschreibung geforderten Unterlagen werden in den nachfolgenden Kapiteln sequentiell abgeleitet und dargestellt.

3.1 Maßstäbliche Drei-Seiten Ansicht





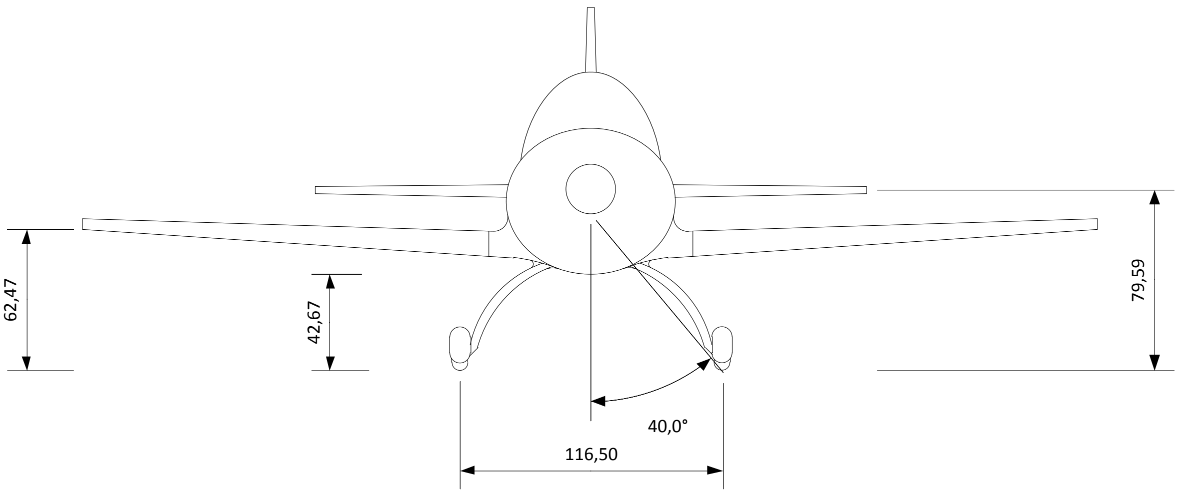


Abbildung 1: Drei Seiten Ansicht

3.2 Datenblatt

Daten *e*Motion

Allgemeine Angaben		
Klasse		VLA
Bauweise		Faser-Verbund-Kunststoff
Lastvielfaches		+4,4 / -2,4
Sitzzahl		1

Antrieb		
Art		bürstenloser Elektromotor
Leistung	kW / PS	20 / 27
Drehzahl	U / min	2000
Drehmoment	NM	60
Spannungsbereich	Volt	50-75

Batterie		
Typ		Lithium-Polymer
Gewicht	kg	60
Kapazität	Ah	140
Spannung	Volt	66,6

Abmessungen		
Flügelfläche	m^2	5,03
Spannweite	m	5,49
Länge	m	4,50
Höhe	m	1,45
Kabinenbreite	m	0,75
Spurbreite	m	1,16

Massen & Mengen		
We	kg	150
Wpay	kg	90
Wo	kg	240

Flugleistungen		
Startrollstrecke	ft / m	910 / 278
Startstrecke	ft / m	1220 / 372
bestes Steigen	ft/min	1065
V_{Max}	kt	105
V_{Reise} (50%)	kt	70
V_{Reise} (75%)	kt	90
V_{Stall}	kt	40
V_{NE}	kt	146
Flugzeit*	h	1
Reichweite*	nm / km	75 / 139

*bei einer Motorleistung von 50%

3.3 Übersicht des Cockpit-Bereiches mit Sitzposition des Insassen

Die Sitzposition des Piloten befindet sich Zentral in der Mitte des Rumpfes. Der Pilot nimmt hierbei eine halbliegende Position ein, die ausreichend Sicht nach vorne und durch die heruntergezogene Haube zu den Seiten gewährt. Die Sitzschale ist dabei direkt mit dem Rumpf verbunden und lässt sich in ihrer Position nicht verstellen. Dafür sind die Ruderpedale nach vorne und hinten verstellbar.

Ähnlich wie bei einem Segelflugzeug, ist das Instrumentenbrett hier im Bereich der Knie des Piloten ausgespart, sodass die Beine genügend Freiraum haben und der für die Instrumente zur Verfügung stehende Raum möglichst effizient genutzt werden kann.

Unterhalb der Beine laufen die beiden Holme der Tragflächen zusammen, die hier verbunden sind. Die Kopfstütze des Sitzes ist nach vorne klappbar, um so an das dahinterliegende Gepäckfach zu gelangen.

Zum Ein- und Ausstieg des Insassen kann die Haube zur Seite geklappt werden.

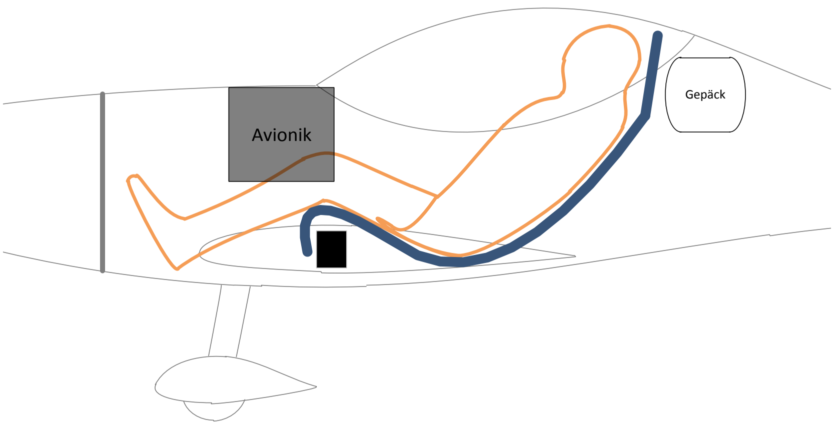


Abbildung 2: Cockpitbereich mit Sitzposition

3.4 Übersicht über die Haupt-Struktur-Elemente des Flugzeugs

Durch die Kunststoffbauweise der *e*Motion beschränkt sich die Hauptstruktur auf wenige Elemente. Diese sind der Batterieträger, Brandschott sowie die Verbindung zum Fahrwerk und der Flügelholm, der unter den Beinen des Piloten den Rumpf durchkreuzt.

Der Batterieträger dient in erster Hinsicht dazu, die schwere Hauptbatterie zu halten. Darüber hinaus sind weiter vorne mit dem Controller sowie dem Motor zwei leichtere Elemente angebracht. Die Stangen des Batterieträgers sollen aus Aluminium oder Kohlefasern bestehen. Die gesamte Konstruktion soll die Einbauten bei einer Belastung von n=+3,8/-1,5 in ihrer Position halten. Gegenüber einem herkömmlichen Verbrennungsmotor ist der Elektromotor hier von Vorteil, da er weniger große Vibrationen erzeugt.

Der Batterieträger soll an vier Punkten mit dem Brandschott verbunden sein, von wo aus er in den Rumpf verlängert wird. Die Verlängerungen werden dabei mit der Innenwand des Rumpfes verbunden.

Zwischen Motorträger und Flügelholm führt das bogenförmige Fahrwerk durch den Flugzeugrumpf hindurch. Die beiden Tragflächenholme selbst werden in der Mitte des Rumpfes, unterhalb der Knie des Piloten, verbunden. Verdeckt wird die Verbindung durch die Sitzschale, die hier zur Montage und Demontage der Tragflächen weggeklappt werden kann.

Im gesamten vorderen Bereich des Rumpfes ist dieser durch ein dickeres Laminat verstärkt, um die zusätzlichen Belastungen durch Batterieträger, Fahrwerk und Flügelholm aufnehmen zu können.

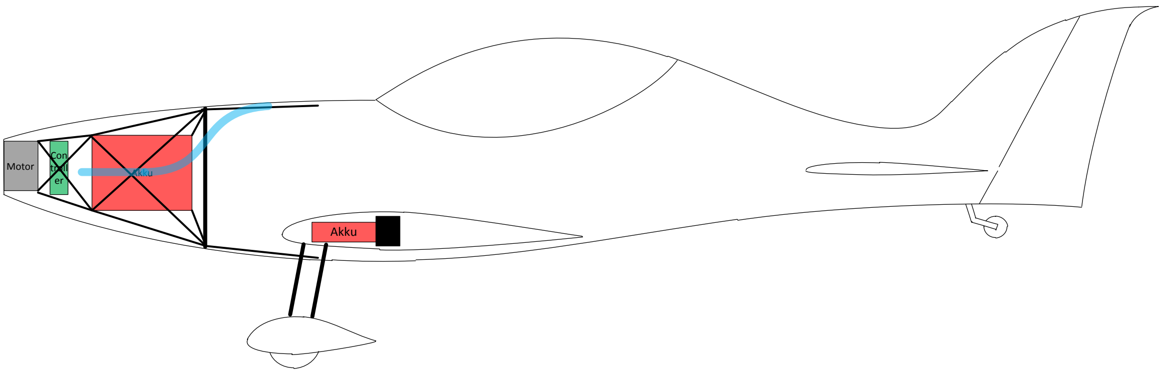


Abbildung 3: Hauptstrukturelemente: Motor- und Batterieträger

3.5 Übersicht über die Steuerung des Flugzeugs

Zur Steuerung des Flugzeugs ist die Verwendung von Steuerstangen, im Falle der Querruder, Klappen und des Höhenruders, sowie von Steuerseilen zur Ansteuerung des Seitenruders vorgesehen.
Die Stangen sollen aus Aluminium bzw. Kohlefasern und die Steuerseile aus Stahl bestehen.

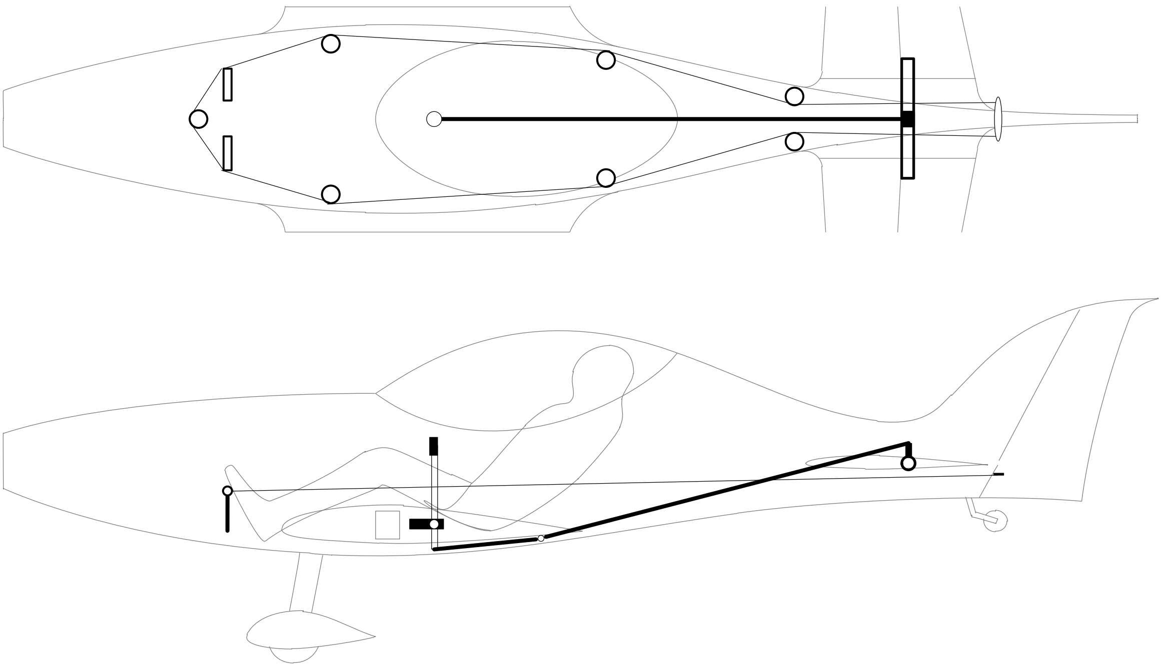


Abbildung 4: Steuerungselemente des Höhen- und Seitenruders

Die Anlenkung des Höhenruders erfolgt über eine Steuerstange, die am Steuerknüppel unterhalb seines Drehpunktes an der Achse zur Anlenkung der Querruder befestigt ist. Von hier aus führt die Stange unterhalb der Sitzschale entlang, wobei sie kurz dahinter leicht nach oben umgelenkt wird. Beide Seiten des Höhenruders sind über eine Stange verbunden, die durch den Rumpf führt. An dieser Stange befindet sich ein Hebel, der durch die vom Steuerknüppel ausgehende Steuerstange angelenkt wird.

Das Seitenruder wird über die Ruderpedale und Steuerseile angesteuert, wobei die Seile auf beiden Seiten über Umlenkrollen an der Sitzschale vorbei sowie durch die Rumpfform bedingt mehrfach umgelenkt werden.

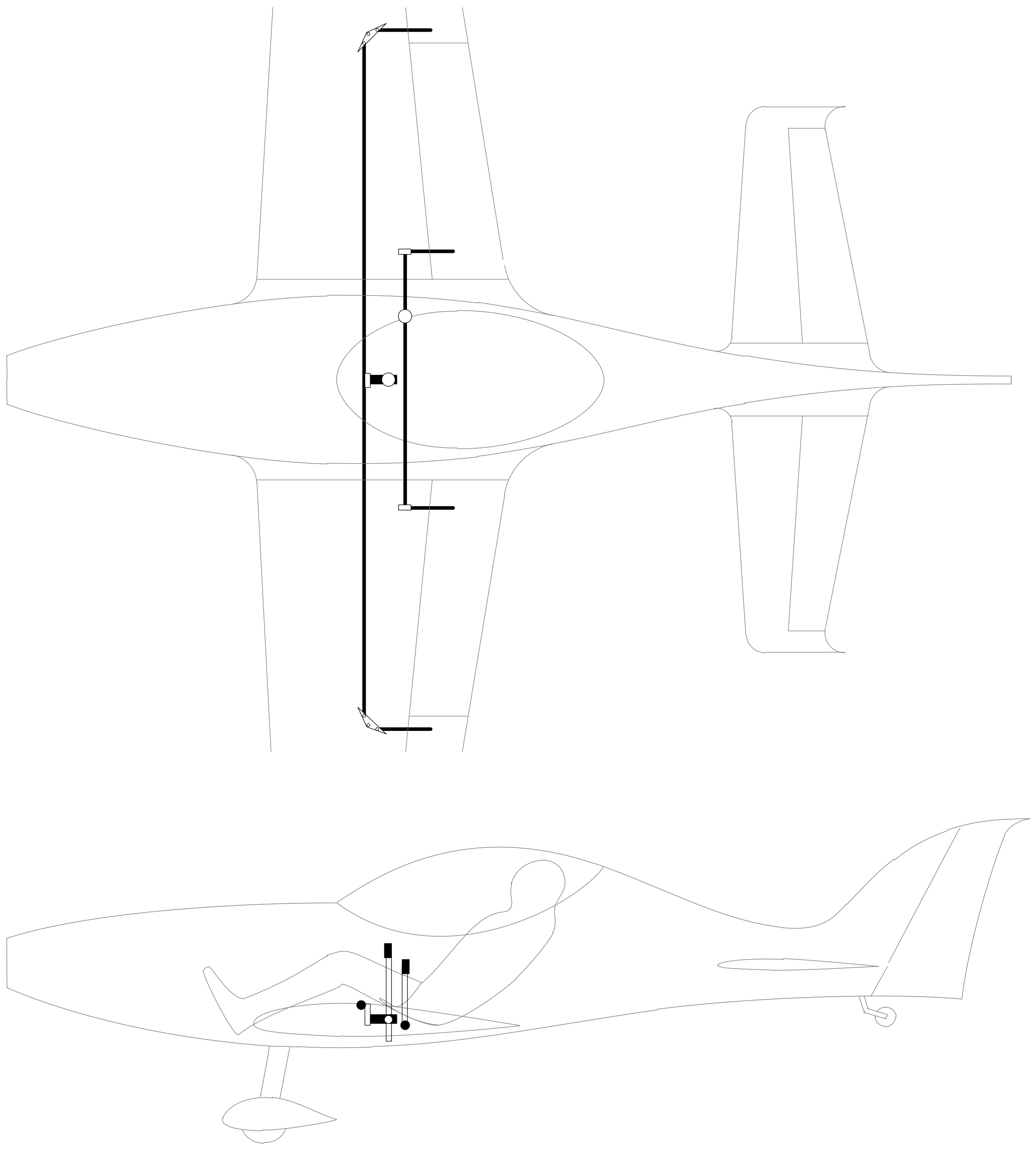


Abbildung 5: Steuerungselemente der Querruder und Landeklappen

Bei der Anlenkung der Querruder wird die in Längsrichtung liegende Achse bewegt. Über einen an dieser Achse liegenden Hebel weiter vorne, wird die Bewegung an eine lange Steuerstange weitergegeben, die in die Tragfläche bis auf Höhe der Querruder führt. Über eine Umlenkung wird die Bewegung in beiden Tragflächen um 90 Grad gedreht und erreicht somit über eine jeweils kurze Steuerstange direkt die Querruder.

Die Wölbklappen werden mechanisch über einen Hebel im Cockpit angesteuert. Hierbei endet der Klappenhebel direkt auf einer Stange die sich so um die Querachse bewegt und in die Tragflächen bis auf Höhe der Wölbklappen hereinführt. An beiden Enden der Stange befindet sich jeweils ein Hebel, der eine Stange ansteuert, die direkt mit der jeweiligen Klappe verbunden ist.

3.6 System-Schema

Der Propeller wird direkt über den Rotor des Elektromotors angetrieben und wird durch Schrauben mit dem aufsitzendem Propellerflansch verbunden. Der Elektromotor, ein bürstenloser Gleichstrommotor, wird ausschließlich über aufladbare Batterien versorgt. Die Batterien selbst sind aufgrund ihres hohen Gewichtes und mit Rücksicht auf den Schwerpunkt an drei Stellen im Flugzeug verteilt: im Motorraum und in den beiden Tragflächen. Dabei werden in den beiden Flügeln jeweils 25% des gesamten Batteriepaketes verstaut und parallel zu der Batteriereihe im Motorraum geschaltet. Überwacht werden alle Batteriezellen beim Laden und Entladen mit einem integrierten Überwachungssystem, dem sogenannten Batterie Management System (BMS). Zwischen Batterie und Motor wird fließt Starkstrom (bis 350A) im höheren Voltbereich (66,6 V). Dem muss Rechnung getragen werden durch ausreichend dicke Kabelstränge und notwendige Isolation. Auf der Verbraucherseite hingegen liegt nur eine Spannung von 12 Volt mit geringen Stromstärken an. Die Spannungsumwandlung erfolgt mit der Power Distribution Box (PDU). Die Motor Control Unit (MCU) überwacht sowohl den Motor als auch die Energieverteilung und leitet diese Daten (Temperaturen, Drehzahl, Spannungen, Batterieladezustand etc.) über ein serielles CAN-Bussystem zur Visualisierung (Systemüberwachung) ins Cockpit weiter. Auch die vom Throttle ausgehenden Power-Signale werden in der MCU verarbeitet und in entsprechende Steuersignale für den Motor umgewandelt.

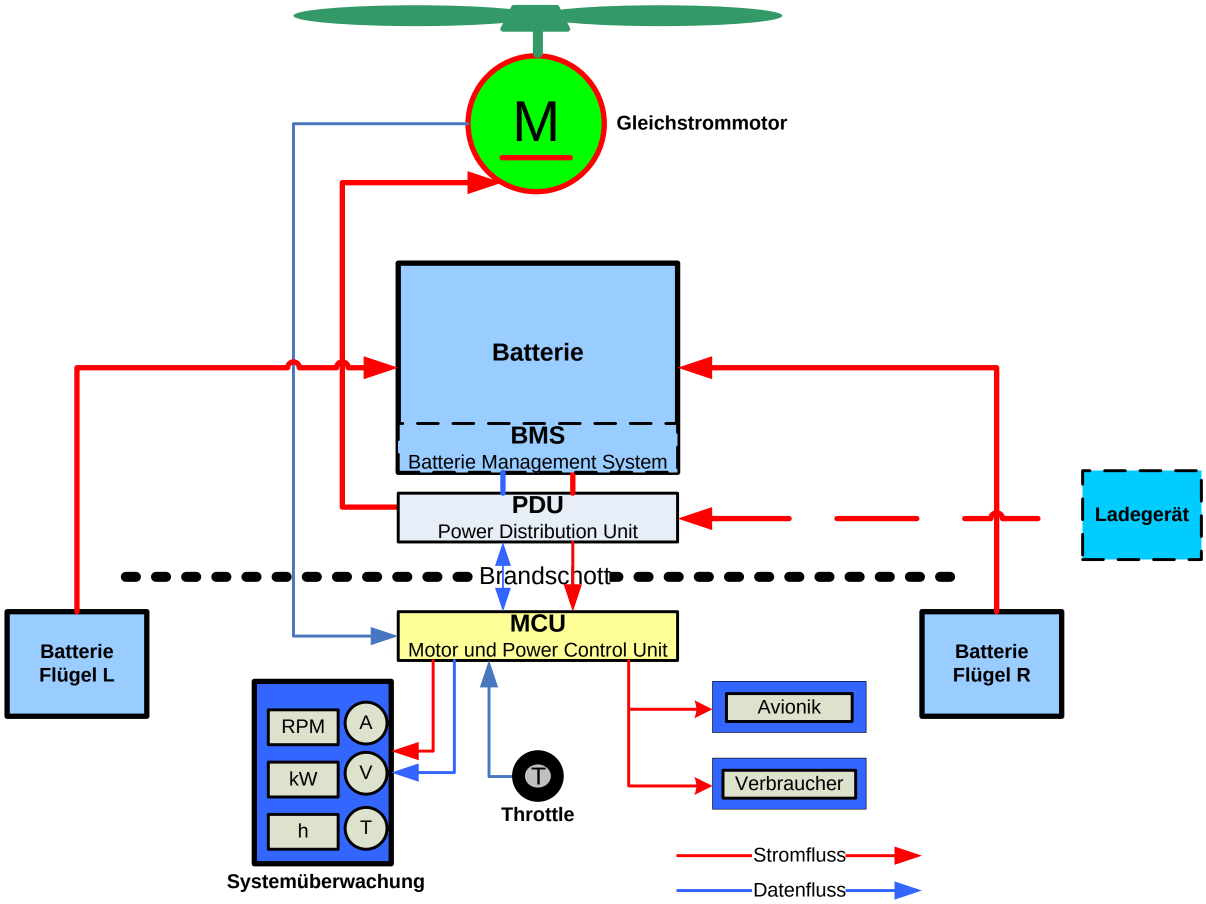


Abbildung 6: System-Schema

3.7 Vorschlag für einen geeigneten Antrieb

Die Wahl eines elektrischen Antriebssystems mit Akkumulatoren als Energiespeicher stand schon in der Initialisierungsphase als wesentliche Anforderung an das Projekt fest. Das komplette System besteht aus den nachfolgend beschriebenen Komponenten: Elektromotor, Propeller, Controller, Batteriesystem, Anzeigeeinheit und Ladegerät.

3.7.1 Elektromotor

Überzeugend und ideal für den finanziell eingeschränkten Selbstbauer sind für uns die Vorteile eines Elektromotors:

- Leistungsstark: ermöglicht gute die Flugleistungen (Geschwindigkeit, keine Leistungsabnahme mit der Höhe, Steigrate etc.)
- Zuverlässig: Elektromotoren sind erprobt
- Wartungsfreundlich: kaum Inspektionen oder Motorüberholung notwendig
- Weniger störanfällig: kompakte Motoren mit wenigen Verschleißteilen
- Einfach: Bedienung und Ansteuerung
- Preisgünstig: sowohl in der Anschaffung als auch in der Unterhaltung
- Leicht: wiegen weniger als die Hälft eines Kolbenmotors (bei gleicher Leistung)
- Vibrationsarm: geringere Belastung für die Gesamtstruktur
- Umweltschonend: leise und emissionsfrei

Bei dem von uns gewählten Motor handelt es sich um einen bürstenlosen Gleichstrommotor der Firma Yuneec[19] (China), die bereits erfolgreich Erfahrungen mit Elektroflugzeugen sammeln konnte. Außerdem bietet Yuneec[1] ein komplettes aufeinander abgestimmtes System (Motor, Controller, Batterie und Ladegerät) an.



Abbildung 7: Elektromotor von Yuneec[19]

Der Elektromotor liefert bei einer Stromstärke von bis zu 285A eine Leistung von 20kW und arbeitet mit einer optimalen Spannung von 66V (Spannungsbereich von 50-75V). Bei einem Wirkungsgrad von über 90%, einem maximalen Drehmoment von 60Nm und einer Drehzahl von 2000 rpm können die geforderten Flugleistungen erfüllt werden. Die abgegebene Motorleistung P ergibt sich bei konstanter Spannung U und variierender Stromstärke nach der Formel P[kW]= U[V]*I[A]. Im nachfolgenden Diagramm sind die Leistungsdaten eines vergleichbaren Elektromotors in Abhängigkeit der Stromstärke dargestellt. Sobald die Stromstärke mit dem Throttle erhöht wird, steigt auch das Drehmoment und die Motorleistung konstant an. Als Reisegeschwindigkeit wird eine

Motorleistung von 50% (=10kW) mit einer Stromstärke von 150-180A empfohlen. In diesem Bereich erreicht der Wirkungsgrad seinen Maximalwert.

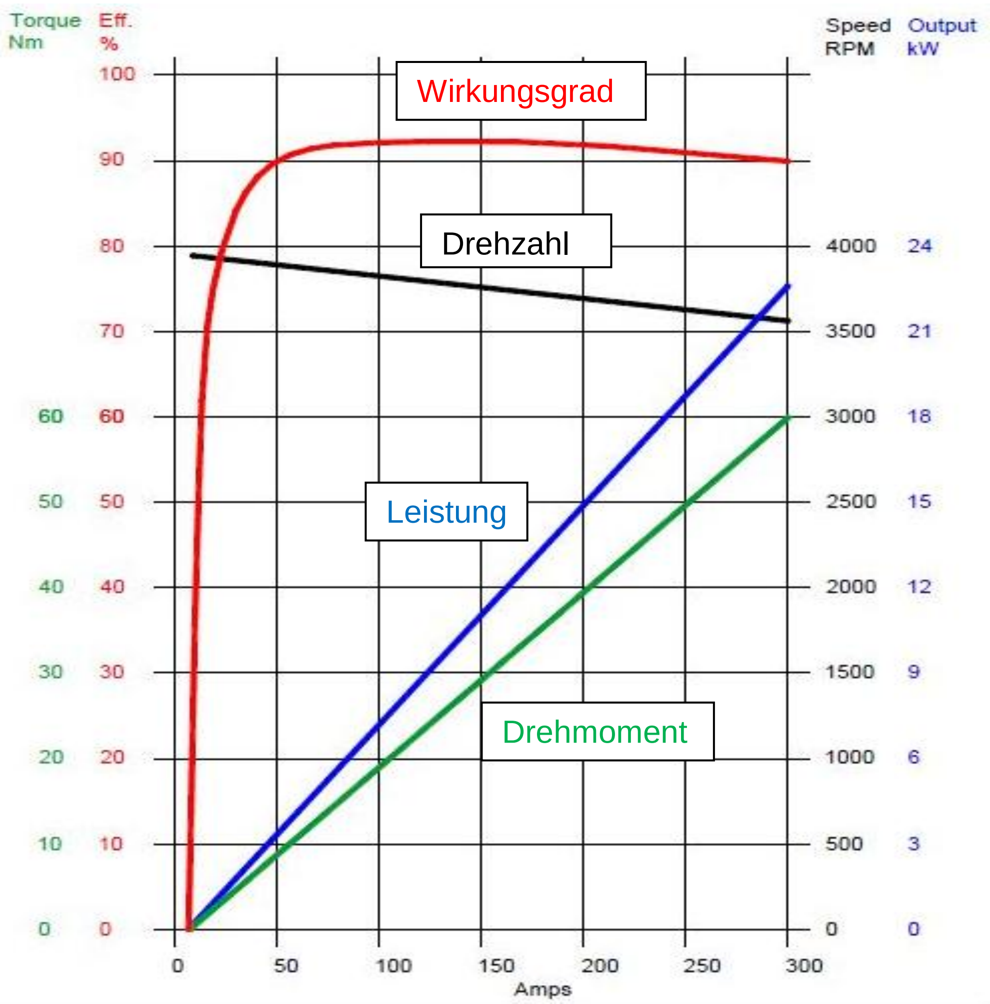


Abbildung 8: Leistung eines 20kW Elektromotors[20]

Bei der Konstruktion ist darauf zu achten, dass der Motor von einem ausreichenden Luftstrom gekühlt wird. Auch die Kabel zwischen Motor und Batterie müssen durch die hohen Stromstärken gut isoliert sein und einen ausreichenden Querschnitt vorweisen (ca.25mm^2).

Alle elektrischen Anschlüsse des Motors befinden sich am nichtbewegenden Motorteil. Durch die Auslegung als bürstenloser Elektromotor wird der Verschleiß somit auf die mechanischen Bauteile (Lager und Dichtungen) beschränkt. Die selten notwendigen Wartungsarbeiten am Antriebssystem gestalten sich aufgrund des einfachen mechanischen Aufbaus als unkompliziert und kostengünstig. Eine Grundüberholung des Motors muss erst nach einem wesentlich größeren Zeitraum als bei einem herkömmlichen System durchgeführt werden. Auch der Anschaffungspreis für den Elektromotor ist mit 2500-3000 € um das 4 bis 5-fache günstiger als ein vergleichbarer Verbrennungsmotor (Rotax 912).

Elektromotoren sind erprobt, zuverlässig und können die geforderte Leistung liefern. Ihre Leistungsfähigkeit ist sogar unabhängig von der Flughöhe. Sie bieten hinsichtlich

der Anschaffung und Wartung einen erheblichen Preisvorteil gegenüber Verbrennungsmotoren.

Technische Spezifikation Elektromotor:

- Bürstenloser, synchroner Gleichstrommotor
- Innenrotor mit aufgesetztem Propellerflansch
- Luftkühlung
- Sensoren zur Motorüberwachung
- Dauerleistung: 20 kW
- Spannung: 50-75V, Optimal 66V
- Stromstärke: max. 285A, bei Reisegeschwindigkeit ca. 140A
- Drehmoment: 60 NM
- Drehzahl: 2000 U/min
- Wirkungsgrad: über 90%
- Dimensionen: Durchmesser 200mm; Länge 143mm
- Gewicht: 9,8kg
-

3.7.2 Propeller

Der Vortrieb des Flugzeuges erfolgt mit einem 2- oder 3 Blatt-Propeller in Verbindung mit dem Elektromotor. Der Propeller wird direkt mit 6 Schrauben an den Propellerflansch des Innenrotors aufgesetzt. Der Einstellwinkel der Propellerblätter soll am Boden manuell justierbar sein. Im Gegensatz zum Elektromotor selbst ist der Wirkungsgrad des Propellers abhängig von der Luftdichte.

3.7.3 Antriebssteuerung

Die Motorleistung wird vom Throttle, der sich in Form eines Hebels auf der linken Seite des Cockpits befindet, gesteuert. So ist die rechte Hand für den Steuerknüppel frei. Entsprechend der Hebelbewegung ändert sich die Stellung des Potentiometers und damit die von der MCU berechnete und über die PCU verteilte Stromstärke an den Motor.

3.7.4 Systemüberwachung

Über vielfältige Sensoren werden die Zustände des Motors als auch die des Batteriesystems mit der MCU (Motor Control Unit) überwacht und auf einem Display im Cockpit visualisiert. Die MCU ist ein Rechner der die eingehenden Geber- (z.B. Throttle) und Nehmersignale (z.B. Motortemperatur, Batteriezustand) verarbeitet und weiterleitet. Neben der optischen Zustandsanzeige werden von der Systemüberwachung bei fehlerhaften Funktionen oder bei Erreichen von kritischen Werten (Batteriekapazität) akustische Warnsignale ausgegeben. Die Anzeigeeinheit kann natürlich auch im Rahmen der Vorflugkontrolle der Systemüberprüfung dienen.

3.7.5 Ladegerät

Um Gefahren beim Überladen zu verhindern, muss das externe Ladegerät speziell auf das eingebaute Batteriepaket abgestimmt sein. Es überwacht beim Laden die Spannung der einzelnen Zellen und nimmt eine Ausbalancierung der Zellen vor. Das Ladegerät kann mit einer Eingangsspannung von 110V oder 230V betrieben werden. Ein Gepäckfach im Flugzeug sieht auch die Mitnahmemöglichkeit des Ladegerätes vor, um ein „Auftanken" auf fremden Plätzen zu ermöglichen.

Lithium-Polymer-Akkumulatoren reagieren bei Überladung wesentlich empfindlicher als andere Akkutypen (bis hin zur Zerstörung durch Brand) und werden dadurch meist unbrauchbar. Als Maximalspannung wird häufig 4,2 V angegeben, als Minimum 3 V.

Der Ladevorgang erfolgt mit einem konstanten Strom von bis zu 1C. Die Abkürzung „C" steht hier für die Stromstärke "Kapazität geteilt durch eine Stunde (1 h)". Ein Ladestrom von 1 C bedeutet: Eine Zelle mit einer Kapazität von 70 Ah wird mit einem Ladestrom von 70 A geladen. Bei einer maximalen Ausgangsleistung von 4,5 kW (150V * 30A) dauert die Ladezeit für ein leeres 70Ah Batteriepaket ca. 3-4 Stunden.

Erreicht eine Zelle die Maximalspannung, wird mit konstanter Spannung weitergeladen (um die Maximalspannung nicht zu überschreiten), wobei der Ladestrom langsam absinkt. Ist er auf ein festgelegtes Minimum (z.B. 5 Prozent des ursprünglichen Ladestroms) gesunken, so gilt die Ladung als beendet und die Zelle als voll.

Die in Reihe zusammengeschalteten Zellen haben meist nicht dieselbe Kapazität. Würde das Ladegerät nur die Gesamtspannung messen und danach den Strom regeln, käme es bei den schwächeren Zellen immer wieder zur Überladung und damit weiter verkürzter Leistung und Lebensdauer. LiPo-Akkupacks verfügen daher neben den Anschlüssen der in Reihe geschalteten Zellen über einen weiteren Steckeranschluss, auf dem jeder Zellenkontakt einzeln herausgeführt ist. Ein sogenannter Balancer misst beim Ladevorgang über diese Leitungen die individuellen Zellspannungen und regelt darauf den Ladestrom für jede Zelle. Damit werden alle Zellen zur vollen Kapazität geladen (ausbalanciert) ohne einzelne zu überladen. Wegen der geringeren dabei fließenden Ströme können die Kabel für den Balancer mit geringerem Querschnitt ausgelegt werden. Zum Überwachen und Laden müssen dann auch von jeder einzelnen Zelle im Flügel hierfür Kabel zum Ladegerät bzw. zum BMS geführt werden.

Technische Spezifikation Ladegerät:

- Typ: Zellenüberwachung und Ausbalancierung
- Ladeüberwachung: jede Zelle +/- 5mV
- Display
- Dimensionen: 380 x 300 x 160 mm
- Gewicht: 13,8 kg
- Ladezeit: 3- 4 Stunden (ausbalanciert)
- Eingangsspannung: 110V oder 230V
- Ausgangsspannung: DC 150V (max.)
- Ausgangsstromstärke: 30A (max.)
- Ausgangsleistung: 4500W (max.)

3.7.6 Das Batteriesystem

Das Batteriepaket besteht aus industriellen Lithium-Polymer Zellen (LiPo) der Firma Kokam. LiPo-Batterien haben ein trockenes, festes Polymerelektrolyt, welches einer plastikähnlichen Schicht gleicht. Daraus ergibt sich der Vorteil der flexiblen Formbarkeit, die Batterien können also eine vorgegebene Form und Größe annehmen und nicht auslaufen. Außerdem sind sie leichter, widerstandsfähiger gegen Überlastung aber etwas teurer mit etwas geringerer Energiedichte als Lithium-Ionen-Batterien.

Im Batteriesystem ist auch das BMS (Battery Management System) integriert. Es überwacht die Batteriezellen beim Laden und Entladen. Jede Zelle darf nicht über 4,2V geladen werden. Ebenso achtet es beim Entladen für eine längere Lebensdauer der Batterien, eine Spannung von ca. 3V nicht zu unterschreiten. Wie beim Ladevorgang mit dem Ladegerät ist auch während des Fluges, also beim Entladen, ein Ausbalancieren der Zellenspannung notwendig. Dadurch wird bei einer fehlerhaften Zelle oder bei Unterschreitung der Mindestspannung verhindert, dass die Zellen einer Reihe keine Spannung liefern und somit keine Energie für den Motor abgeben können.

Jede einzelne LiPo-Zelle liefert eine Nennspannung von 3,7V. Somit müssen genau 18 Zellen in Reihe geschaltet werden, damit die gewünschte Ausgangs-Spannung von 66,6 V (18 * 3,7V) erzeugt wird. Eine weitere Zellenreihe wird je zur Hälfte (9 Zellen) auf die beiden Tragflächen verteilt. Mit der Parallelschaltung dieser Reihe verdoppelt sich die Kapazität auf 140 Ah bei gleichbleibender Spannung.

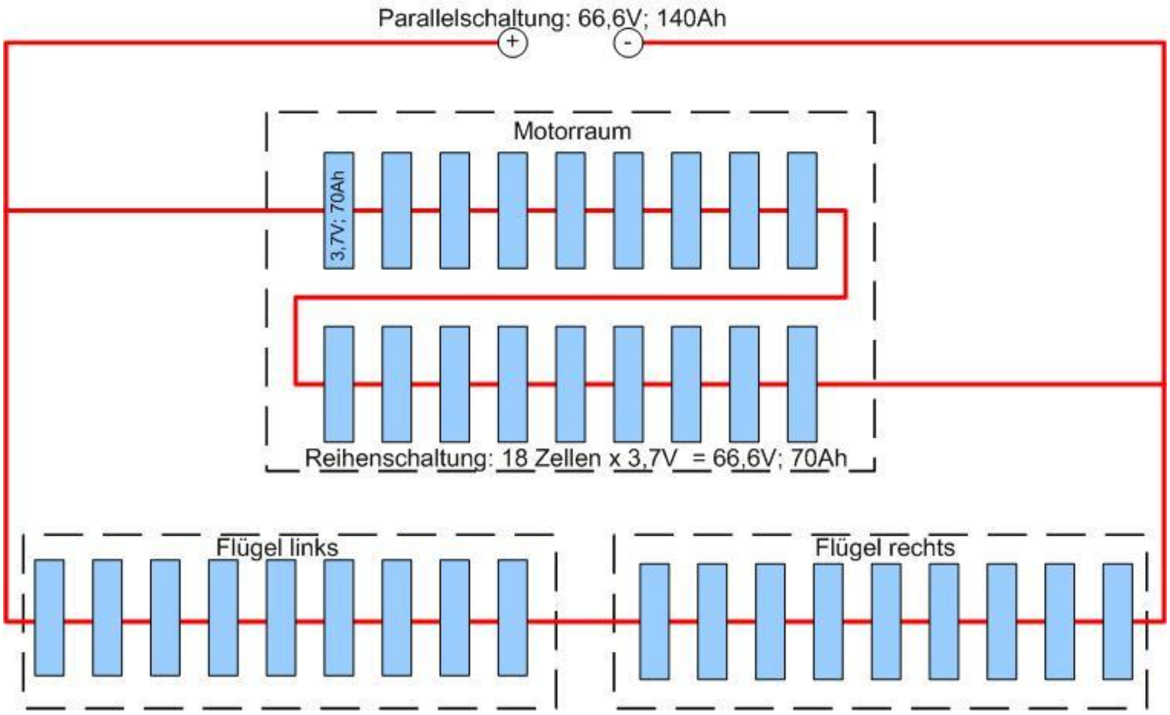


Abbildung 9: Zellenanordnung durch Reihen- und Parallelschaltung

3.7.6.1 Flugdauer

Es ist zunächst zu klären, wie lange wir mit einer Kapazität von 140Ah fliegen können. Eine effiziente Auslastung unseres Motors (20kW) wird mit ca. 50% Leistung erreicht,

also bei 10kW. Dafür wird ein Strom von ca. 140A benötigt (siehe Diagramm). Somit ist eine Flugdauer von genau 1 Stunde (140AH/140A) bei Reisegeschwindigkeit möglich. Für Start-und Steigmanöver wird jedoch die maximale Leistung benötigt. Auch wenn der Motor eine höhere Stromstärke von 300A aufnehmen kann, ist bei der Wahl der Batterie darauf zu achten, ob sich diese auch mit dem maximalen Entladestrom die geforderte Stromstärke von 300A leisten können. Die maximale Entladerate wird analog zur Laderate in C angegeben (siehe oben). Mit einem Spezifikationswert von 5C lassen sich die 70Ah LiPo-Zellen also mit einer maximalen kontinuierlichen Stromstärke von 350A entladen. Bei einer maximalen Pulsrate von sogar 8C ist sogar eine kurzfristige Pulsentladung von 560A möglich. Mit diesen Werten kann also die Leistung des Motors voll ausgeschöpft werden, jedoch reduziert sich bei permanent voller Leistung die Flugdauer um mehr als die Hälfte. Ein weiteres Kriterium für die Leistungsfähigkeit der Batterie ist der Innenwiderstand und die davon abhängige Leitfähigkeit. Diese verbessert sich mit zunehmender Temperatur. Eine Erwärmung der Zellen verbessert die Leitfähigkeit. Lithium-Polymer-Akkus sind aber auf der anderen Seite thermisch empfindlich: Ein Betrieb bei zu hohen (>70 °C) oder zu niedrigen Temperaturen (kleiner 0 °C) können die Zellen zerstören. Es bleibt zu überprüfen ob die angedachte Luftkühlung der Flügelbatterien erforderlich ist.

3.7.6.2 Energiedichte, Batteriemasse und Batteriepreis

Das Batteriegewicht und die damit verbundene Energiedichte haben einen erheblichen Einfluss bei der Konstruktion des Flugzeugs. Die Energiedichte wird bei Batterien in Energie [Wh=Ah*V] pro Masse [kg] oder pro Volumen [Liter] angegeben. Die hier eingesetzten LiPo-Akkus haben eine Energiedichte von ca. 170 Wh/kg. So kann ein mit LiPo-Akkus betriebenes Flugzeug bei gleicher Masse etwa doppelt so lange in der Luft bleiben als mit NiMH-Akkus. Oder anders formuliert, bei gleicher Flugdauer wiegen die LiPo-Akkus nur die Hälfte gegenüber Akkus mit einer Energiedichte von nur 85 Wh/kg. Um eine hohe Betriebsdauer bzw. Flugdauer zu erzielen, ist eine hohe Energiedichte erwünscht.

Da der Preis für LiPo-Batterien fast proportional mit der Masse und der davon abhängigen, gespeicherten elektrischen Energie ansteigt, kann der Preis für die Energiespeicherung von 1 kWh bei LiPo-Batterien mit ca. 1500,-€ (Stand: Januar 2012) angegeben werden. D.h. LiPo-Batterien kosten z.Z. 1500,-€ /kWh oder in Abhängigkeit der Masse etwa 220,-€/kg Das verwendete Batteriepaket kostet mit diesem Näherungsverfahren aktuell bei einer Speicherkapazität von 9,3 kWh bzw. bei einem Gewicht von 65kg ca. 14.000,- €. Preis und Gesamtgewicht der LiPo-Batterien von über 65kg (= 40% des Leergewichtes!) für eine Stunde Flugzeit machen deutlich, wohin die künftige Akku-Entwicklung führen muss: preiswerter und leichter. Unter diesem Aspekt ist es für den Erfolg des Elektroflugzeugs wichtig, dass die Autoindustrie mit ihrem Massenmarkt für Elektrofahrzeuge, kurzfristig preiswerte Akkus mit hoher Energiedichte für den Massenmarkt bereitstellt.

3.7.6.3 Kapazitätsverlust

Als Kapazität wird die gespeicherte Energie bezeichnet. Je nach Alterung, Selbstentladung und Anzahl der Zyklen vermindert sich die Kapazität der Batterie. Wenn die Kapazität unterhalb von 80% des Nominalwertes gesunken ist, sollte eine Batterie ersetzt werden.

a) Alterung

Durch die natürliche Zellenoxidation, Überhitzung, Überladung, Tiefentladung und Kurzschluss wird die Lebensdauer der Batterie verkürzt. Durch Lagerung möglichst bei einer kühlen Umgebungstemperatur und einem Ladezustand von 50-60% kann der Alterungsprozess verlangsamt werden.

b) Selbstentladung

Alle Batterien leiden unter der Selbstentladung. Lithium-Ionen-Batterien entladen sich z.B. in den ersten 24 Stunden um ca. 5%. Die Selbstentladung steigt auch bei höheren Temperaturen an. Typischerweise wird der Werte mit jeden 10°C verdoppelt. Ein empfindlicher Energieverlust entsteht, wenn die Batterie im aufgeheizten Flugzeug verbleibt. Als Konsequenz daraus sollte jeder Flugzeugakku bei längerer Lagerung auf das Ladeniveau gehalten und erst unmittelbar vor seinem Gebrauch aufgeladen werden.

c) Anzahl der Zyklen

Die Lebensdauer von Batterien wird sowohl in Jahren als auch in Lade- und Entladezyklen (Z) angegeben. Die Lebensdauer von LiPo-Akkus ist nicht so hoch wie bei herkömmlichen Li Ionen Akkus. Die Angaben der Hersteller haben einen großen Streubereich und reichen von 800–1200 Ladezyklen Also wieder im Idealfall, falls andere Alterungsprozesse nicht früher greifen, etwa 8-20 Jahre bei wöchentlicher Ladung.

Die endliche Anzahl von Ladezyklen hat einen gravierenden Einfluss bei der Kalkulation des Flugstundenpreises. Geht man von einer Zyklenzahl von 1000 Aufladungen aus, so kostet bei einem Batteriepreis von 14.000,-€ jede Ladung 14 € (unter der Annahme dass mit jeder Aufladung ein einstündiger Flug erfolgt). Addiert man die Stromkosten von 2,50 € (25 Cent pro kWh mit einem Ladewirkungsgrad von ca. 90%) für die Aufladung unserer 9,3 kWh Batterie hinzu, so wird deutlich, wovon primär die Energiekosten für eine Flugstunde von ca. 16,5 € (bei konstanter Reisegeschwindigkeit) abhängen. Ein vergleichbarer Verbrennungsmotor mit 20 kW würde bei einem Verbrauch von 20 l/h ungefähr für ca. 50,- € Avgas (2,50€/l) verbrauchen. Je nach Ansatz (auf der Basis von Ladezyklen oder Gebrauchsdauer) sind die Energiekosten trotz der hohen Batteriekosten beim Elektromotor dennoch um das drei- bis siebenfache günstiger gegenüber fossilen Brennstoffen als Energiespeicher bei Verbrennungsmotoren.

	Elektromotor		Verbrennungsmotor
	Ansatz 1	Ansatz 2	
Anzahl Ladezyklen	1000		
Gebrauchsdauer [h]		3000	
Batteriepreis	14.000 €		
Batteriepreis / Ladung	14 €	4,7 €	
Speicherkapazität [kWh]	9,3		
Stromkosten [€/kWh]	0,25		
Spritkosten [€/Liter]			2,5 €
Ladewirkungsgrad [%]	90		
Ladekosten [€]	2,1 €		
Spritverbrauch [Liter/h]			20
Energiekosten pro Flugstunde [€/h]	**16,1 €**	**6,8 €**	**50,0 €**

Tabelle 1: Energiekostenvergleich zw. Elektromotor und Verbrennungsmotor

3.7.6.4 Fazit (Batteriesystem)

Es stellt sich nach der Fülle der oben aufgeführten Angaben die Frage, welche Relevanz sie für den Einsatz von aufladbaren Batterien im Flugzeug haben.

Zur besseren Übersicht werden zunächst noch einmal alle wichtigen Daten und Erkenntnisse für das eingesetzte Batteriepaket in einer Tabelle zusammengefasst:

Akkutyp	Lithium-Polymer
Zellspannung	3,7V (Max. 4,2V, Min. 3,0V)
Nennspannung, gesamt	66,6V
Zellkapazität	70 Ah
Gesamtkapazität	140Ah
Energiekapazität	9,3 kWh
Zellenzahl	36
Zellenzahl pro Reihe	18
Zellenanordnung	2p18s (2 Reihen parallel, 18 in Serie)
Ladestrom	140A (2C)
Entladestrom, max.	350A (5C)
Pulsentladung	560A (8C)
Innenwiderstand	600 mΩ
Betriebtemperatur	0-70 °C
Ladezyklen	1000
Selbstentladung	5% (nach 24 Std.)
Lagerung	60% Kapazität
Lagertemperatur	20 °C
Ladewirkungsgrad	90%
Lebensdauer	10 Jahre
Gebrauchsdauer	3000 Stunden
Dimensionen	400 x 500 x 304 mm
Volumen	60 Liter
Gewicht	65 kg
Energiedichte	170 Wh/kg
Leistungsdichte	720 W/kg
Preis-Masse-Verhältnis	220,- €/kg
Preis-Energie-Verhältnis	1500,- €/kWh
Paketpreis	14.000,- €

Tabelle 2: Spezifikation der eingesetzten Batterie

- LiPo-Batterien sind mit einem 40%-Anteil am Flugzeug-Leergewichts noch sehr schwer
- Bei einem Preis von 1500 €/kWh und einem Anteil von 40% der Bausatzkosten, sind sie für den preisbewussten Selbstbauer noch relativ teuer

- Die Energiedichte von 170 Wh/kg ist bereits gut, sollte sich aber in Zukunft noch um das Vierfache steigern.
- LiPo-Akkus sind als Energiespeicher sehr empfindlich gegen äußere Einflüsse und müssen sorgsam behandelt und gepflegt werden
- Mit einem hohen Entladungskapazität von 5C können LiPo-Akkus die geforderten Stromspitzen für einen Elektromotor liefern
- Die Kosten des Energieverbrauchs sind um ein vielfaches geringer als bei Kraftstoff (Faktor 3-7)
- Als Sport- und Reiseflugzeug ist eine Flugdauer von einer Stunde noch zu wenig
- Das Flugzeug ist bereits so konstruiert, dass ein Wegfall der Flügelbatterien ohne Probleme möglich ist. Damit wird der künftigen Entwicklung von Batterien mit einer wesentlich höheren Energiedichte bereits heute Rechnung getragen.
- Der Pilot eines Elektroflugzeuges sollte umfangreiche Kenntnisse über die Batteriecharakteristik haben. Sie sind unter dem Sicherheitsaspekt von besonderer Bedeutung.

3.8 Antrieb und Übersicht des Triebwerks-Einbaues

Bei dem Triebwerk handelt es sich um einen 20kW starken luftgekühlten Elektroantrieb. Dieser ist direkt hinter dem Propellerflansch am vorderen Ende des Batterieträgers angebracht. Die direkte Positionierung am vorderen Ende des Batterieträgers bietet zum einen den Vorteil eines direkten und unkomplizierten Zugriffs, auf der anderen Seite kann der Motor so optimal gekühlt werden. Die Kühlluft erreicht den Motor zum einen durch seine direkte Positionierung hinter dem Flansch, auf der anderen Seite über Lufteinlässe die sich zu beiden Seiten des Motors in der Cowling befinden.

Versorgt wir der Elektromotor durch die in den Batterien gespeicherte Energie.
In der folgenden Grafik ist die Anordnung von des Batteriepakets und des Motors zu erkennen.

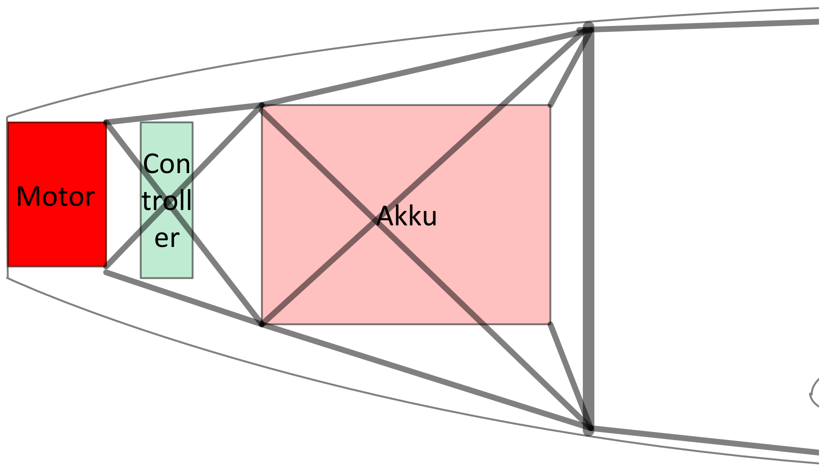


Abbildung 10: Motor- und Batterieträger

3.9 V-n-Diagramm für Manöver und Böen

Bei Flugmanövern (Kurven, Abfangvorgänge) wirken auf das Flugzeug erhöhte Kräfte ein, die bei Nichterfüllung der Lastvielfachen zur Zerstörung der Struktur führen können. Das Lastvielfache n ist als ein Vielfaches der Erdbeschleunigung g definiert.

Das V-n-Diagramm spielt eine große Rolle bei der Lufttüchtigkeitsanforderung an das Flugzeugs. Es stellt grafisch das auf das Flugzeug wirkende Lastvielfache n in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit V dar und veranschaulicht so den zulässigen Betriebsbereich des Flugzeugs. Bei den Geschwindigkeitsangaben ist von der äquivalenten Fluggeschwindigkeit EAS (equivalent airspeed) auszugehen.

Entsprechend der Bauvorschrift CS-337 darf das positive bzw. negative Lastvielfache den Wert +3,8 bzw. –1,5 nicht unterschreiten. Diese Werte stellen die beiden äußeren Begrenzungslinien des V-n-Diagramms dar.

Die Grafik wird um die Böenbelastung erweitert. Sie stellt das Lastvielfache in Abhängigkeit einer vorgeschriebenen vertikalen Böengeschwindigkeit (max. 15 m/s) dar. Bei der Geschwindigkeit Vc muss eine Böe mit 15 m/s und bei der Höchstgeschwindigkeit Vd muss das Flugzeug das Lastvielfache einer Böe mit 7,5 m/s widerstehen.

Das Böenlastvielfache n wird nach der in CS-VLA 341 vorgegebenen Formel berechnet:

$$Böenlastvielfache: n = 1 + \frac{\frac{1}{2}\rho_0 * Va * \mathrm{K}g * Ude}{M * g/S}$$

wobei

$$Abminderungsfaktor: \mathrm{K}g = \frac{0{,}88 * \mu g}{5{,}3 + \mu g}$$

mit

$$Flugzeug - Massen - Verhältnis: \mu g = \frac{2(\frac{M}{S})}{\rho * MAC * a}$$

Ude = Böengeschwindigkeit (m/s)
ρ_0 = Luftdichte auf Meereshöhe = 1,225 kg/m^3
ρ = Luftdichte (kg/m^3)
M/S = Tragflächenlast (kg/m^2)
MAC = mittlere geometrische Flügeltiefe (m)
g = Erdbeschleunigung = 9,81 m/s^2
V = EAS (m/s)
a = Auftriebsanstieg des Flügels (radiant): hier C_L

Die Böenlasten werden mit den vorgegebenen Böengeschwindigkeiten Ude (7,62m/s und 15,24 m/s) berechnet und sind im V-n-Diagramm als gestrichelte Linie dargestellt.

Die Berechnung der Böenlast n bei einer vertikalen Böengeschwindigkeit von 15,24m/s und einer Reisegeschwindigkeit Vc von 55m/s sieht auf Meereshöhe ($\rho=\rho_0$=1,225kg/m^3) wie folgt aus:

$$\mu g = \frac{2(\frac{240}{5{,}027})}{1{,}225*0{,}949*4{,}52} = 18{,}17; \qquad Kg = \frac{0{,}88*18{,}87}{5{,}3+18{,}87} = 0{,}681;$$

$$n = 1 + \frac{\frac{1}{2}*1{,}225*55*4{,}52*0{,}681*15{,}24}{240*9{,}81/5{,}027} = 4{,}37$$

Die Böenlast bei Vc beträgt demnach n=+4,37 und liegt oberhalb des +3,8g-Limits der Bauvorschrift. Bei einer Geschwindigkeit von Vc muss eine Böe mit 15 m/s vom Flugzeug abgefangen werden können. Dem muss bei der Festlegung der Festigkeit Rechnung getragen werden.

Das V-n-Diagramm (nächste Seite) spiegelt diese Forderung durch die spitzförmig zusammenlaufende Erweiterung des Lastvielfachen n im positiven als auch im negativen Bereich bei einer Geschwindigkeit von Vc= 55m/s wider.

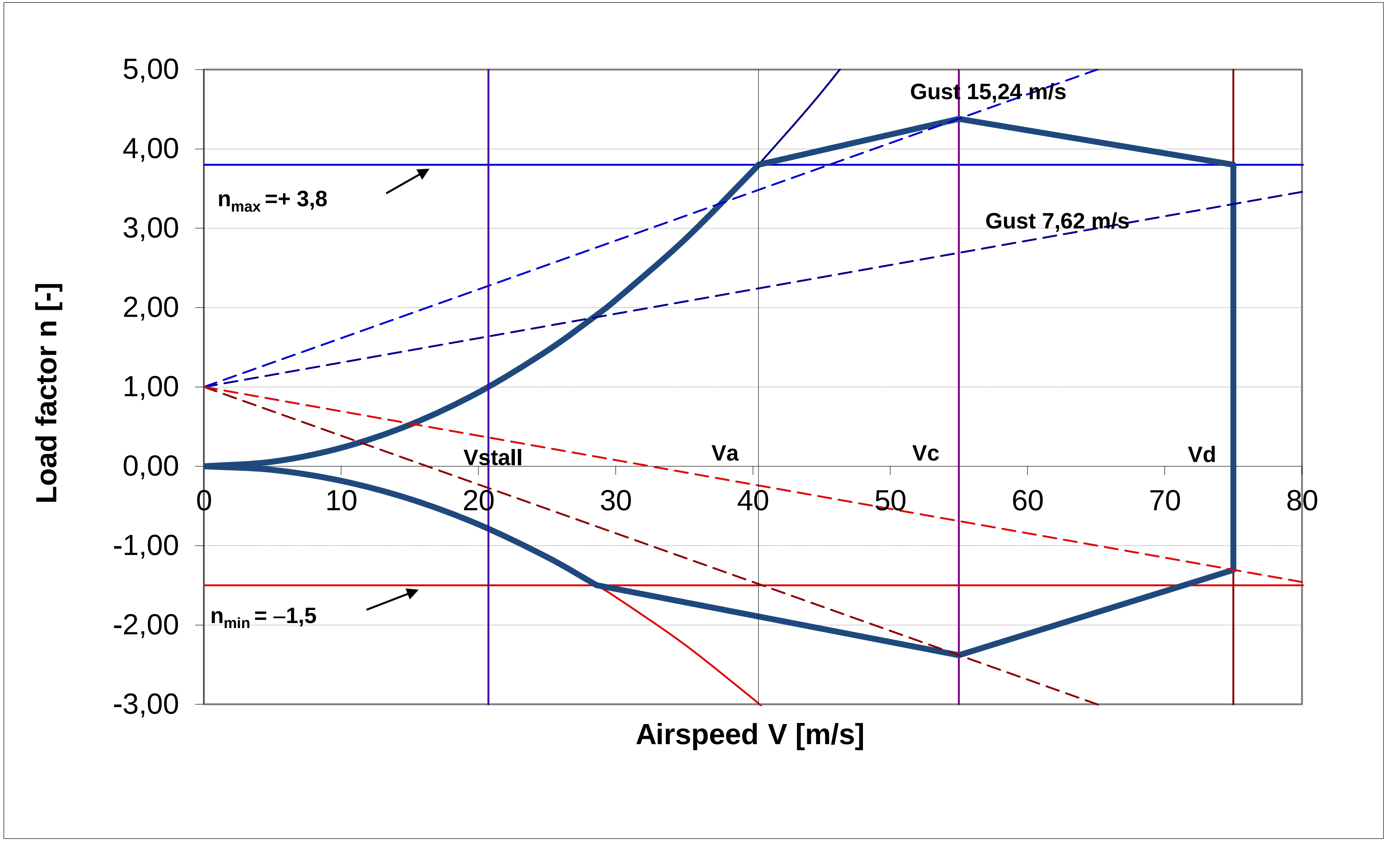


Abbildung 11: V-n-Diagramm

V [m/s]	nPlus	nMinus
0	0,00	0,00
5	0,06	-0,05
10	0,23	-0,18
15	0,52	-0,41
20	0,93	-0,73
25	1,46	-1,14
28,62	1,91	-1,50
30	2,10	-1,65
35	2,85	-2,24
40	3,73	-2,93
40,40	3,80	-2,99
45	4,71	-3,71
50	5,82	-4,58
55	7,04	-5,54
60	8,38	-6,59
65	9,84	-7,74
70	11,41	-8,97
75	13,10	-10,30
80	14,90	-11,72

V	nmax	nmin
0	3,8	-1,5
100	3,8	-1,5

n	Vc	Vd	Vs	Va
-3	55,00	75,00	20,72	40,40
5	55,00	75,00	20,72	40,40

V	n
28,62	-1,50
55,00	-2,38
75,00	-1,31
75,00	3,80
55	4,38
40,40	3,80

V	npos	nneg
0	1	1
55	2,69	-2,38
110	4,38	-5,76

0	1	1
55	4,38	-0,69
110	7,76	-2,38

Tabelle 3: Datenreihen des V-n-Diagramms

3.10 Abschätzung der zu erwarteten Steigrate, der Geschwindigkeit des besten Steigens und der Horizontalgeschwindigkeit

Als Grundlage für die ersten Berechnungen werden für das maximale Abfluggewicht (maximum takeoff-weight) Wo und für die Mindestgeschwindigkeit (stall speed) Vstall feste, angestrebte Werte gewählt. Wo beträgt dabei 240kg und Vstall 40kt.
Die 240 kg ergeben sich hierbei aus der angestrebten Leermasse von nicht mehr als 150kg und einer Zuladung von 90kg.
Um die für eine Vstall von 40 kt notwendige Flügelfläche zu bestimmen, muss ein Wert für den maximalen Auftriebsbeiwert Clmax gewählt werden. Für diesen wird vorläufig 1,8 gewählt.

$$Wo = 240kg = 529{,}1lbs$$

$$Vstall = 40kt = 67{,}560ft/sec$$

$$Clmax = 1{,}8$$

Zunächst wird der Staudruck (dynamic pressure) q für Vstall in Meeresspiegelhöhe berechnet.

$$Staudruck: \ q = \frac{1}{2} * p * V^2$$

$$Luftdruck\ auf\ Meeresspiegelhöhe: \ \ p = 0{,}00238\, slugs/ft^3$$
(slug=britische Masseneinheit (1slug=1lbs/(ft/sec^2))

$$q = \frac{1}{2} * 0{,}00238 * 67{,}650^2$$

$$q = 5{,}431$$

Mit den nun vorhandenen Informationen lässt sich die Flügelfläche S bestimmen.

$$Flügelfläche: \ \ S = \frac{Wo}{q*Cl}$$

$$S = \frac{529{,}1}{5{,}431*1{,}8}$$

$$S = 54{,}1186\ ft^2$$

Mit den Informationen über Flügelfläche S und Gewicht M kann die Flächenbelastung Wo/S berechnet werden.

$Flächenbelastung: \ \frac{Wo}{S}$

$\frac{Wo}{S} = \frac{529{,}1bs}{54{,}1186ft^2}$

$\frac{Wo}{S} = 9{,}7768\ lbs/ft^2$

Um nun die Spannweite b bestimmen zu können, muss zunächst die Flügelstreckung (wing aspect ratio) Λ festgelegt werden. Dieser beschreibt das Verhältnis von Spannweite b zu Flügelfläche. Für Λ wählen wir den Wert 6 um eine nicht allzu große Spannweite zu erhalten.

$Flügelstreckung: \ \Lambda = 6$

Nun lässt sich die Spannweite (wing span) b berechnen:

$Spannweite: \ b = \sqrt{\Lambda * S}$

$b = \sqrt{6 * 54{,}1186}$

$b = 18{,}0197\ ft$

Um das Verhältnis von der Flügeltiefe an der Flügelwurzel zur Tiefe an der Spitze festzulegen, wird die Zuspitzungsverhältnis (taper ratio) λ mit dem Wert 0,5 gewählt.

Zuspitzungsverhältnis: $\lambda = 0{,}5$

Damit wird die Flügeltiefe an der Wurzel (root chord) Croot berechnet:

$$Croot = \frac{2 * S}{b * (1 + \lambda)}$$

$$Croot = \frac{2 * 54{,}1186ft^2}{18{,}0197 * (1 + 0{,}5)}$$

$$Croot = 4{,}0043ft$$

Analog ergibt sich für die Flügeltiefe an der Spitze (tip chord) Ctip folgener Wert:

$$Ctip = \lambda * Croot$$

$$Ctip = 0{,}5 * 4{,}0043ft$$

$$Ctip = 2{,}0021ft$$

Die mittlere Tiefe der Tragfläche (mean aerodynamic chord) MAC wird dann wie folgt bestimmt.

$Mittlere\ Flügeltiefe\colon\ MAC = \left(\frac{2}{3}\right) * Croot * \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda}$

$$MAC = \left(\frac{2}{3}\right) * 4{,}0043ft * \frac{1 + 0{,}5 + 0{,}5^2}{1 + 0{,}5}$$

$$MAC = 3{,}1145\ ft$$

Nachdem die Größe und Form der Tragfläche bestimmt ist, können die gleichen Informationen über Höhen- und Seitenleitwerk berechnet werden, also die Höhenleitwerksfläche (horizontal tail area) SHT und Höhenleitwerksspannweite (horizontal tail span) bHT sowie die Seitenleitwerksfläche (vertical tail area) SVT. Dazu müssen die Strecken zwischen dem AC der Tragfläche und AC des Höhenleitwerks (horizontal tail) HAT bzw. Seitenleitwerk (vertical tail) VT bekannt sein. Daneben werden die bei Raymer[4] aufgeführten Näherungswerte für die Koeffizienten C_{HT} und C_{VT} mit 0,5 und 0,04 benötigt.

$L_{HT} = 6{,}5616ft \quad L_{VT} = 7{,}8746ft \quad C_{HT} = 0{,}5 \quad C_{VT} = 0{,}04$

$Höhenleitwerksfläche\colon\ S_{HT} = C_{HT} * \frac{C*S}{L_{HT}}$

$$S_{HT} = 0{,}5 * \frac{3{,}1145ft * 54{,}1186ft^2}{6{,}5616ft}$$

$$S_{HT} = 12{,}8438ft^2$$

$Seitenleitwerksfläche\colon\ S_{VT} = C_{VT} * \frac{b*S}{Lvt}$

$$S_{VT} = 0{,}004 * \frac{18{,}0197\ ft * 54{,}1186ft^2}{7{,}8746ft}$$

$$S_{VT} = 4{,}9536\mathrm{ft}^2$$

Wenn nun ein Wert für die Streckung (aspect ratio) A_{HT} für das Höhenleitwerk gewählt wird, kann die Spannweite Höhenleitwerks berechnet werden.

$$A_{HT} = 5$$

$Höhenleitwerksspannweite\colon\ b_{HT} = \sqrt{A * S}$

$$b_{HT} = \sqrt{5 * 12{,}8438ft^2}$$

$b_{HT} = 8{,}0136ft$

Um nun mit der Analyse fortfahren zu können muss die Gesamtoberfläche (wetted area) S_{wet} des Flugzeugs ermittelt werden. Dies geschieht über Messungen und Näherungsrechnungen an Tragflächen, Rumpf und Leitwerk.

$$Swet = 183{,}5385\text{ft}^2$$

Nun kann der der Oberflächenwiderstand (parasitic drag coefficient) Cdo bestimmt werden. Dazu wird für den Wert C_{fe} eine Näherung verwendet.

$$Cfe = 0{,}0050$$

Oberflächenwiderstand: $Cdo = Cfe * \frac{Swet}{S}$

$$Cdo = 0{,}0050 * \frac{190\text{ft}^2}{54{,}1186ft^2}$$

$$Cdo = 0{,}01938$$

Als nächstes wird der Widerstand-Auftriebs-Faktor (drag-to-lift-factor) K berechnet. Für den Oswald-Faktor e wird der Wert 0,8 angenommen.

$Widerstand - Auftriebs - Faktor:\ \ K = \frac{1}{\pi * A * e}$

$$K = \frac{1}{\pi * 6 * 0{,}8}$$

$$K = 0{,}0663$$

Um den maximalen Auftriebsbeiwert (maximum lift coefficient) Clmax ohne gesetzte Klappen zu bestimmen, wird zunächst der maximale Auftriebsbeiwert des Profils benötigt. Hierbei orientieren wir uns an Profilen bestehender Flugzeuge der gleichen Größenklasse. Ein üblicher Wert scheint hier 1,6 zu sein.

$$Clmax = 1{,}6$$

$Max. Auftriebsbeiwert\ - Clean:\ \ Clmax - clean = 0{,}9 * Clmax * \cos(sweep)$

$$Clmax - clean = 0{,}9 * 1{,}6 * \cos(0)$$

$$Clmax - clean = 1{,}44$$

Nun kann der maximale Auftriebsbeiwert für gesetzte Klappen berechnet werden. Dazu muss der Flächenanteil $S_{flapped}$ der Tragfläche bekannt sein, auf dessen Länge die Klappen zum Einsatz kommen (flapped wing area). Darüber hinaus die Auftriebserhöhung (lift increase) ΔCl_{max}, um den sich der Auftrieb je nach Art der Klappe erhöht. Da eine einfache Wölbklappe verwendet wird, beträgt dieser Wert näherungsweise 0,9.

$Sfl = 22{,}217 ft^2 \quad \Delta Clmax = 0{,}9$

$$Max. Auftriebsbeiwert: \; Clmax = Clmax - clean + 0{,}9 * \Delta Clmax * (\frac{Sflapped}{S})$$

$$Clmax = 1{,}44 + 0{,}9 * 0{,}9 * (\frac{22{,}217 ft^2}{54{,}1186 ft^2})$$

$$Clmax = 1{,}78$$

Nun kann erneut die Mindestgeschwindigkeit (stall speed) V_{stall} bestimmt werden.

$$Mindestgeschwindigkeit: \; Vstall = \sqrt{\frac{2*W}{p*S*Clmax}}$$

$$Vstall = \sqrt{\frac{2 * 529{,}1 lbs}{0{,}00238 * 54{,}1186 ft^2 * 1{,}78}}$$

$$Vstall = 67{,}9348 ft/\sec = 40{,}2219 kt$$

Die V_{stall} liegt somit nahe an den am Anfang festgelegten 40kt.

Um nun die Horizontalfluggeschwindigkeit für maximale Motorleistung und die Reisegeschwindigkeit für eine Motorleistung von Beispielsweise 75% und 50% zu ermitteln, müssen die Formeln für Schub und Wiederstand für bestimmte Geschwindigkeiten gleichgesetzt werden. Sie lauten:

$$Schub: \; T = \frac{550*bhp*np}{V}$$

$$Widerstand: \; D = q * S * (Cdo + K * Cl)$$

Aus dem Schnittpunkt von Schub und Wiederstand ergibt sich die jeweilige Fluggeschwindigkeit. Dies lässt sich anschaulich darstellen, indem man Funktionen in einem Diagramm darstellt.

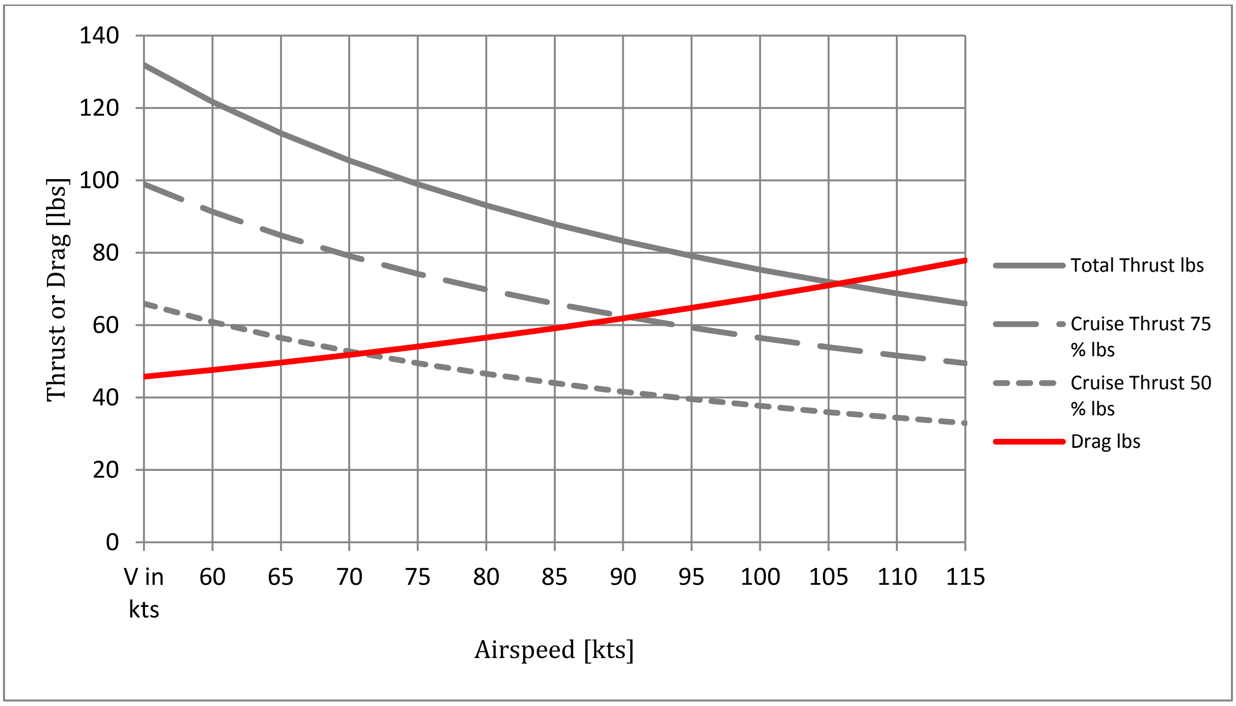


Abbildung 12: Schub-Geschwindigkeits-Diagramm

Aus dem Diagramm lassen sich die folgenden Horizontalfluggeschwindigkeiten erkennen:

Maximalgeschwindigkeit: 104 kts

Reisegeschwindigkeit 75%: 90 kts

Reisegeschwindigkeit 50%: 70 kts

Um nun die Steigrate Vv für verschiedene Geschwindigkeiten V zu berechnen, wird folgende Formel verwendet:

$$Steigrate:\ Vv = V(\frac{T}{M} - \frac{1}{L/D})$$

Hierfür sind der Schub T und die Gleitzahl (lift-to-drag-factor) L/D relevante Faktoren:

$$Schub:\ T = \frac{550*bhp*np}{V}$$

$$Gleitzahl:\ \frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{q*Cdo}{M/S} + (\frac{M}{S})\frac{K}{q}}$$

Setzt man T und L/D in Vv ein, so erhält man folgende Gleichung.

$$Steigrate:\ Vv = V(\frac{\frac{550*bhp*np}{V}}{M} - \frac{1}{\frac{1}{\frac{q*Cdo}{M/S} + (\frac{M}{S})\frac{K}{q}}})$$

Die Steigrate für verschiedene Geschwindigkeiten lässt sich in Form eines Diagrammes darstellen.

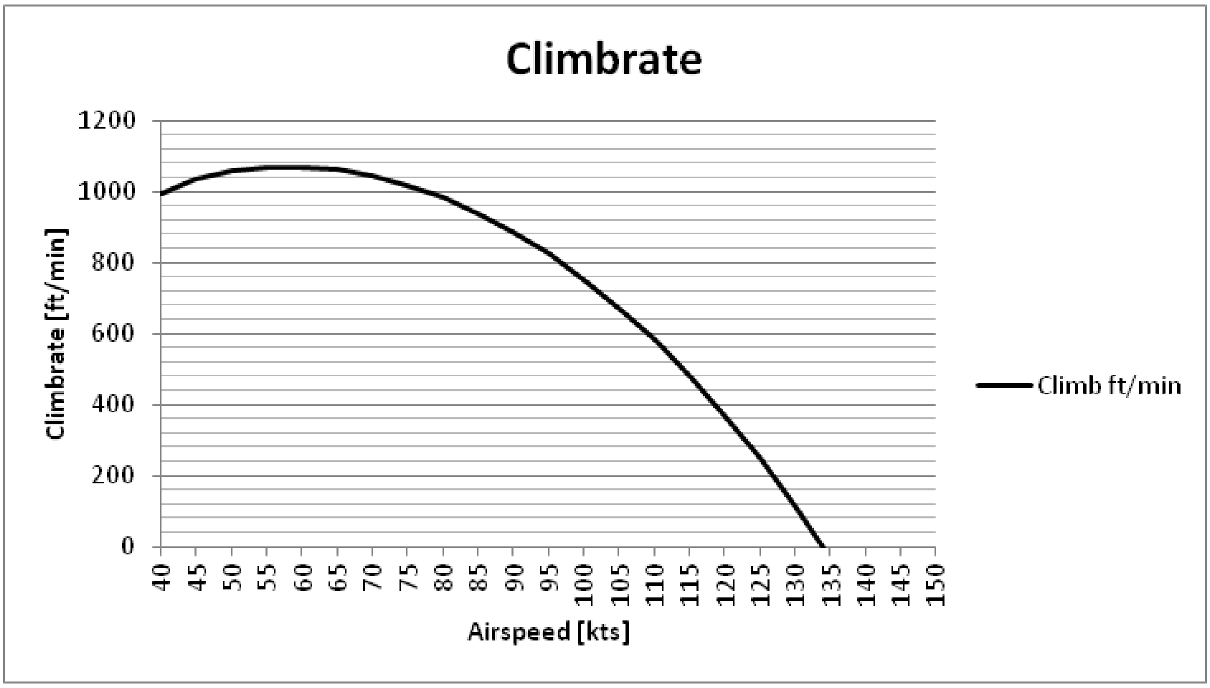


Abbildung 13: Steigrate-Diagramm

Durch die Betrachtung des Diagramms lässt sich folgende Aussage treffen:

Bei einer Fluggeschwindigkeit von 60 kt liegt die beste Steigrate bei 1070 ft/min.

Startrollstrecke und Startstrecke(Takeoff-Parameter) werden aus einem Diagramm nach Raymer[4] abgelesen, wofür der Takeoff -Parameter T.O.P. ermittelt werden muss.

$$Startstrecke:\ \ T.O.P. = 1{,}21 * \frac{\frac{M}{S} * \frac{M}{hp}}{Clmax}$$

$$T.O.P. = 1{,}21 * \frac{\frac{529{,}1lbs}{54{,}1186ft^2} * \frac{529{,}1lbs}{27}}{1{,}78}$$

$$T.O.P. = 130{,}789$$

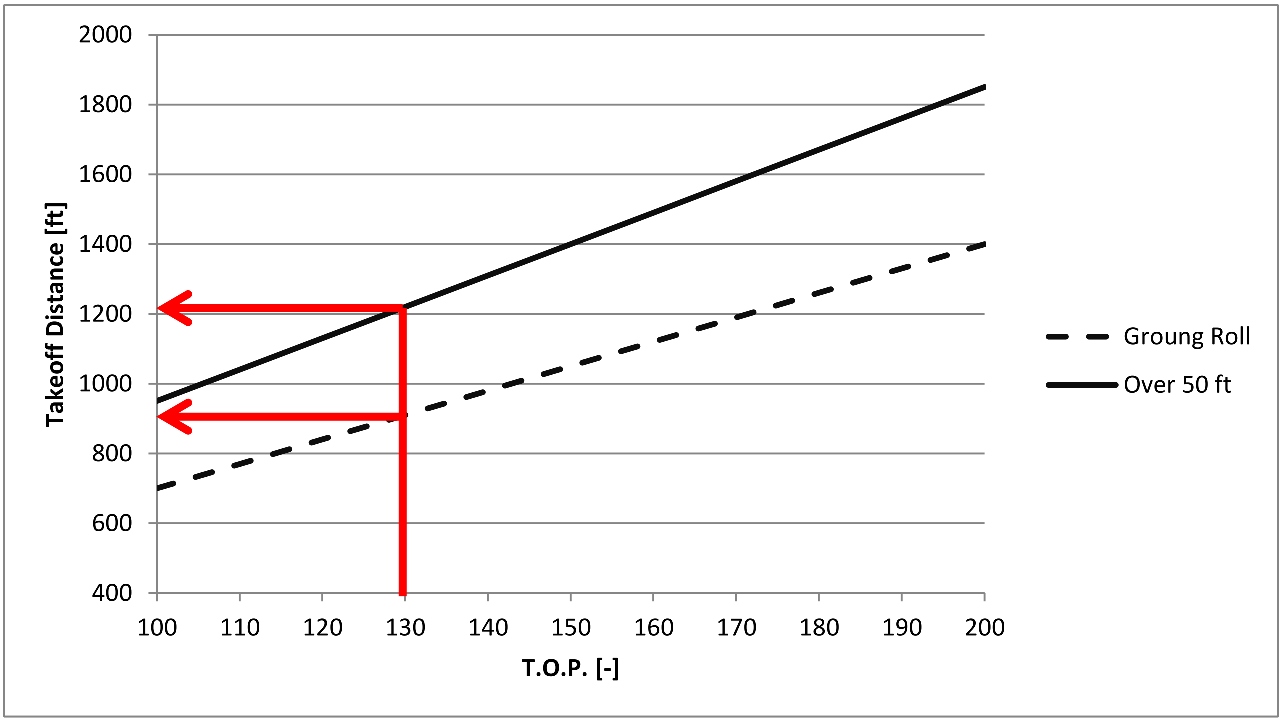


Abbildung 14: Startstreckenbestimmung

Mit dem errechneten T.O.P.-Wert von 130 lassen sich aus dem Diagramm die folgenden Daten für Startstrecke und Startrollstrecke ablesen:

Startrollstrecke:	910ft (278m)
Startstrecke über 50ft:	1220ft (372m)

3.11 Abschätzung der Leermasse und des Leermassen-Schwerpunktes

Das Leergewicht des Flugzeuges wurde bis zu diesem Punkt mit einer Masse von 150 kg angenommen, wobei sich dieses zu etwa der Hälfte durch die einzelnen Elemente des Antriebssystems zusammensetzt. Über eine näherungsweise Abschätzung der Leermasse soll nun ermittelt werden, ob dieser Wert weiterhin als realistisch angenommen werden kann. Darüber hinaus soll ein Vergleich der ermittelten Leermasse mit den Leermassen von Flugzeugen der gleichen Größenordnung erfolgen.

Eiterhin soll der Leermassenschwerpunkt des Flugzeugs ermittelt werden, um später überprüfen zu können inwieweit das Flugzeug die notwendigen Stabilitätsanforderungen erfüllen kann.

Bei der Abschätzung der Leermasse wird ein Näherungsverfahren genutzt, bei dem davon ausgegangen wird, dass die einzelnen Bauteile einen bestimmten Faktor der maximalen Abflugmasse ausmachen. Die Faktoren dazu findet man bei Raymer[4] wobei in dem vorliegenden Fall die Näherung auf die wichtigsten Baugruppen eingegrenzt ist.

Die Hebel für die einzelnen Elemente lassen sich aus der Skizze des Flugzeugs entnehmen.
Für den Antrieb und die damit in Verbindung stehenden Komponenten können bereits exakte Gewichtsangaben verwendet werden, die sich auf Bauteile beziehen, die im Abschnitt 3.7 erläutert werden.
Als Bezugsebene für die Hebelarme dient in allen Fällen der Propellerflansch.

Bauelement	$W_{Component}/W_0$	Gewicht	kg	Hebelarm	cm	Moment	kg*cm
Rumpf	0,1	24	kg	160	cm	3840	kg*cm
Tragflächen	0,12	28,8	kg	145	cm	4176	kg*cm
Höhenleitwerk	0,01	2,4	kg	345	cm	828	kg*cm
Seitenleitwerk	0,01	2,4	kg	405	cm	972	kg*cm
Fahrwerk (?)	0,034	8,16	kg	105	cm	856,8	kg*cm
Engine Inst. (?)	0,03	7,2	kg	55	cm	396	kg*cm
Flight Controls	0,01	2,4	kg	192	cm	460,8	kg*cm
Avionics	0,01	2,4	kg	120	cm	288	kg*cm
Motor		8,2	kg	6,65	cm	54,53	kg*cm
Controller		1,5	kg	25	cm	37,5	kg*cm
BMU		3,5	kg	55	cm	192,5	kg*cm
Akku vorne		30	kg	55	cm	1650	kg*cm
Akku Flächen		30	kg	135	cm	4050	kg*cm
Leermasse		**150,96**	**kg**				
Leermassenschwerpunkt				**117,93**	**cm**		
Leermassenmoment						**17802**	**kg*cm**

Tabelle 4: Leermasse und Leermassenschwerpunkt

Aus dem Näherungsverfahren ergeben sich für die Leermasse und den Leermassenschwerpunkt die folgenden Ergebnisse:

Leermasse: 150,96 kg
Leermassenschwerpunkt: 117,93 cm

Mit 150,96 kg liegt die näherungsweise ermittelte Leermasse also dicht bei der im Vorfeld angenommenen Masse von 150 kg. Als Wert für die Leermasse kann also Weiterhin 150 kg verwendet werden.
Die Position des Leermassenschwerpunkts lässt sich in der Seitenansicht des Flugzeuges darstellen. Das grüne Fadenkreuz stellt hierbei den betreffenden Leermassenschwerpunkt dar.

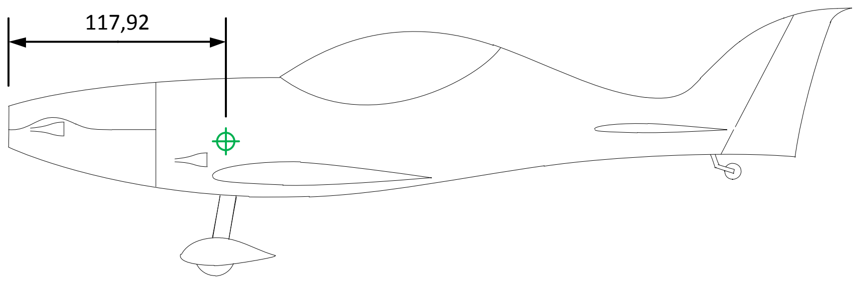


Abbildung 15: Position des Leermassenschwerpunkts

Da nun die Schwerpunktlage für den ungeladenen Zustand bekannt ist, kann überprüft werden, ob dessen Lot in der am Boden stehenden Position des Flugzeugs sich hinter dem Fahrwerk befindet.
Wie zu erkennen ist, trifft dies in diesem Fall zu. Das Flugzeug steht also stabil.

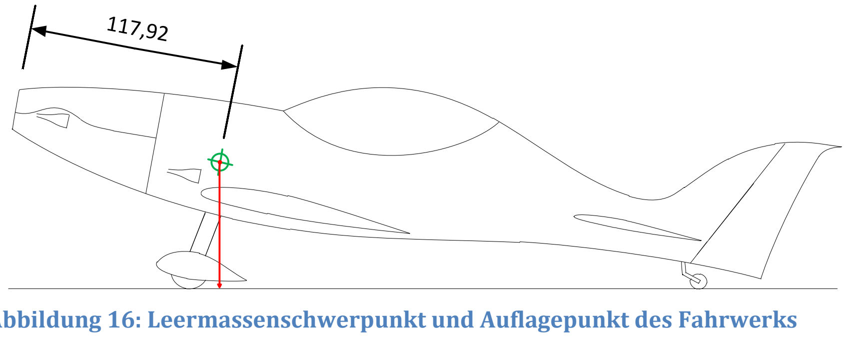


Abbildung 16: Leermassenschwerpunkt und Auflagepunkt des Fahrwerks

Um das ermittelte Leergewicht von 150 kg auf seine Plausibilität zu überprüfen, sollen die reellen Leermassen anderer Flugzeuge mit der Konstruktion verglichen werden. Die aufgeführten Typen sind ausschließlich einmotorige Einsitzer, deren Größenordnung des Flugzuegs entsprechen.

Flugzeug	Gewicht	
SD-1	110	kg
PIK-26	144	kg
Hummelbird	136	kg
Teenie Two	140	kg
MC-30	97	kg

Tabelle 5: Leermassen vergleichbarer Flugzeuge

Betrachtet man die Gewichtsdaten anderer Flugzeuge der gleichen Größenordnung, so liegen diese nahe an dem für die Konstruktion ermittelten Leergewicht.
Trotz der Leichtbauweise bewegt sich die Masse von 150 kg hier im direkten Vergleich eher an der oberen Grenze, was auf das hohe Gewicht der Akkus zurückzuführen ist.

3.12 Massen-Schwerpunkts-Diagramm

Eine vordere Schwerpunktlage schränkt den verfügbaren Höhenruderausschlag ein. Es ist darauf zu achten, dass noch genügend Höhenruderwirksamkeit vorhanden ist. Die hintere Schwerpunktlage wird so festgelegt, dass das Flugzeug gerade noch stabil fliegt. D.h. die hintere Schwerpunktlage muss vor dem Neutralpunkt (siehe nächstes Kapitel) liegen.

Generell liegen die vorderen und hinteren Schwerpunktlagen der Profile im Bereich von 15 – 40% MAC. Bei einer mittleren Flügeltiefe von 0,949m sollte der Schwerpunktbereich unseres Flugzeugs dann zwischen 14cm (=0,15*0,949m) und 38cm (= 0,40 * 0,949m) hinter der Flügelvorderkante liegen. Der zulässige Schwerpunktbereich wird letztlich vom Konstrukteur festgelegt.

Bei der Weight & Balance Berechnung definieren die vorderen und hinteren Schwerpunktlagen zusammen mit dem Gesamtgewicht einen zulässigen Bereich (envelope). Gemessen von einem eindeutigen Bezugspunkt (hier: Propellerflansch) werden zunächst alle Einzelgewichte (Flugzeug-Leergewicht, Pilot, Gepäck usw.) zusammen mit den dazugehörigen Hebelarmen multipliziert und somit die Momente berechnet. Die Summe der Einzelgewichte darf dabei nicht das zulässige Abfluggewicht von 240 kg überschreiten. Die Gesamtschwerpunktlage ergibt sich nun nach der Division von Gesamtschwerpunkt durch Gesamtgewicht. Die Tankfüllung bleibt in unserem Falle unberücksichtigt, da der Motorantrieb mit geladenen Batterien erfolgt, die ihr Gewicht während des Fluges beibehalten. Es findet also während des Fluges im Gegensatz zu Verbrennungsmotoren keine Schwerpunktverschiebung noch eine Gewichtsveränderung statt.

Gewicht [kg]	Hebelarm [cm]	Moment [mkg]
150	131	197
240	131	314
240	154	370
150	154	231
240	154	370

Tabelle 6: Definition des zulässigen Schwerpunktbereichs

In unseren Beispielen auf den nächsten Seiten ist mit unterschiedlichen Gewichten des Piloten und des Gepäcks gerechnet worden.

Nach der näherungsweisen Überprüfung der geschätzten Leermasse, kann diese weiterhin als 150 kg angenommen werden. Die minimale Zuladung soll 55 kg betragen und die maximale 90 kg, wobei diese im Falle eines Piloten, der diese Masse unterschreitet, durch zusätzliches Gepäck im Stauraum hinter dem Sitz ergänzt werden kann.

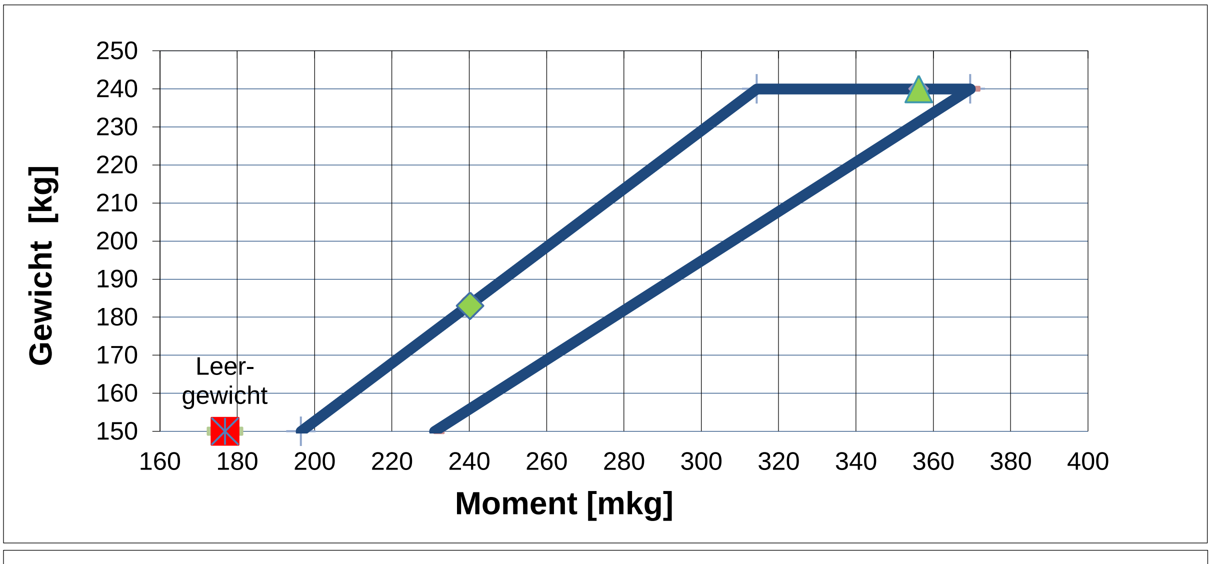
Mit den geometrischen Daten über die vordere und hintere Schwerpunktlage sowie die Abschätzung des Leermassen-Schwerpunktes, kann nun überprüft werden, ob sich der Schwerpunkt des Flugzeugs im zulässigen Bereich befindet.

Zunächst soll dies für eine extreme Beladungskonfiguration erfolgen, bei der der Pilot mit Gepäck eine Masse von maximal 90 kg bzw. einem Mindestgewicht zur Einhaltung der Beladungsgrenzen hat. Da das Leergewicht außerhalb des zulässigen Bereiches liegt, ist wie in den nächsten beiden Diagrammen ersichtlich ein Mindestgewicht des Piloten von 33kg erforderlich, damit der Schwerpunkt in beiden Fällen im zulässigen Schwerpunktbereich bleibt.

	Gewicht	Hebelarm	Moment
	[kg]	[cm]	[mkg]
Leergewicht	150	118	177
Pilot	33	192	63
Gepäck 1	0	210	0
Gepäck 2	0	240	0
Gesamt	**183**	131	**240**

	Gewicht	Hebelarm	Moment
	[kg]	[cm]	[mkg]
Leergewicht	150	118	177
Pilot	70	192	134
Gepäck 1	10	210	21
Gepäck 2	10	240	24
Gesamt	**240**	148	**356**

Tabelle 7: Beispiel mit Mindest- und Höchst-Beladungsgewichten



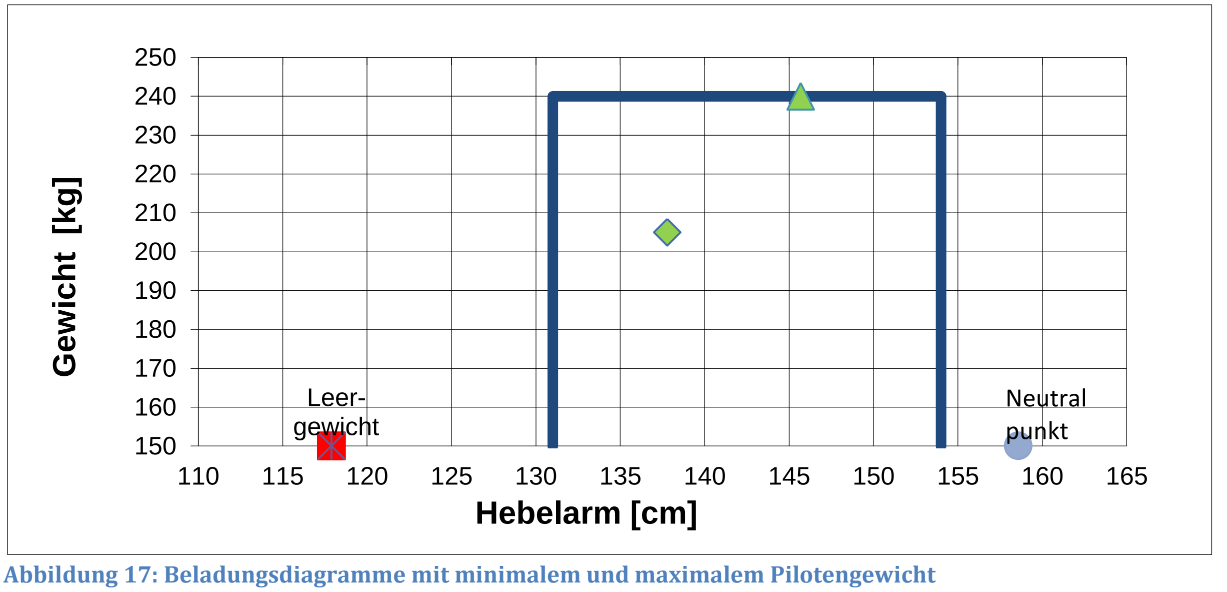


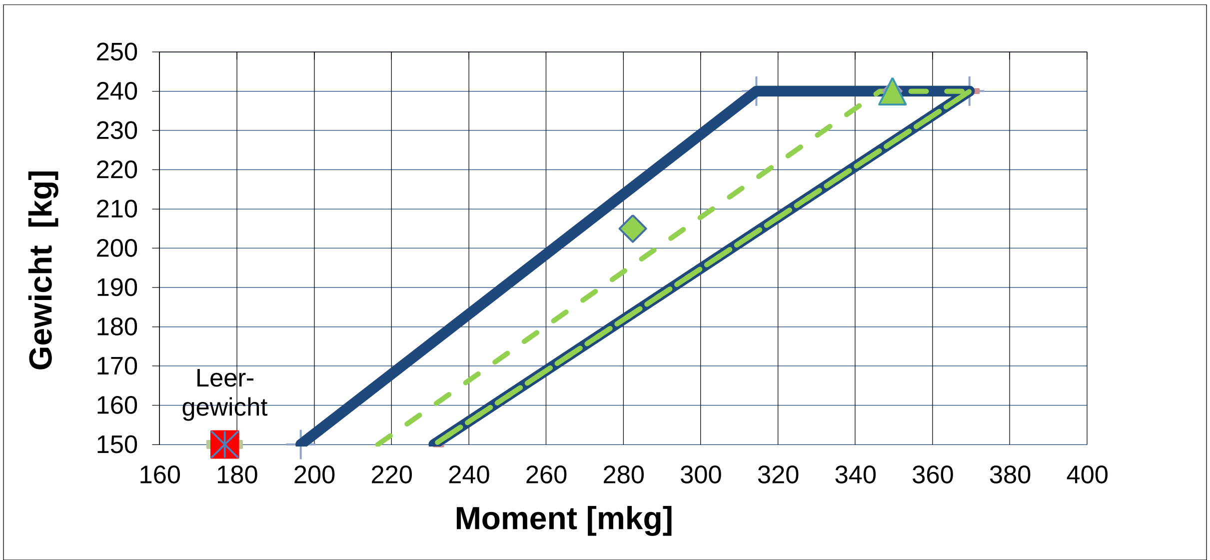
Abbildung 17: Beladungsdiagramme mit minimalem und maximalem Pilotengewicht

Nun soll überprüft werden, ob dies ebenfalls bei einem Pilotengewicht von 55 kg bzw. 90 kg der Fall ist. Wie dem Beladungsdiagramm zu entnehmen ist, liegen auch in diesem Fall die Ergebnisse innerhalb des zulässigen Bereiches. Zusätzlich ist neben dem Neutralpunkt auch der Bereich für einen Stabilitätswert (static margin) von 5% und 15% (Mitte) dargestellt. Das Flugzeug fliegt mit einem 90kg-Piloten bei einem Stabilitätswert von 13% sehr stabil.

	Gewicht [kg]	Hebelarm [cm]	Moment [mkg]
Leergewicht	150	118	177
Pilot	55	192	106
Gepäck 1	0	210	0
Gepäck 2	0	240	0
Gesamt	**205**	138	**282**

	Gewicht [kg]	Hebelarm [cm]	Moment [mkg]
Leergewicht	150	118	177
Pilot	90	192	173
Gepäck 1	0	210	0
Gepäck 2	0	240	0
Gesamt	**240**	146	**350**

Tabelle 8: Beispiel mit minimalem und maximalem Pilotengewicht



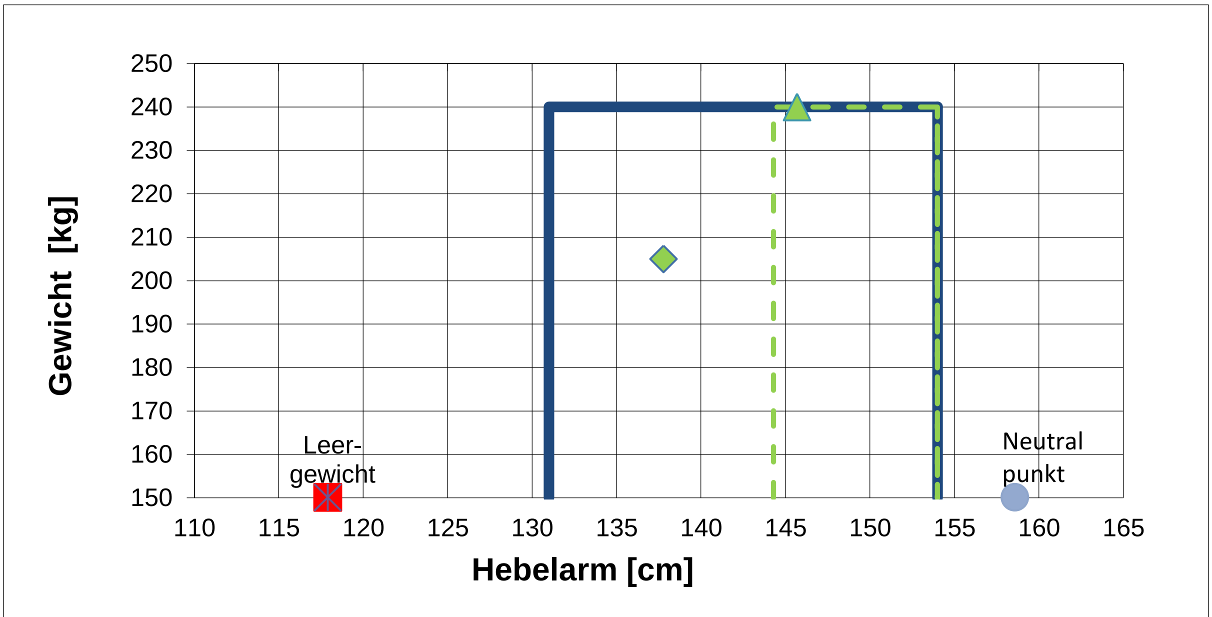


Abbildung 18: Beladungsdiagramme mit Stabilitätsbereich (5% und 15%)

3.13 Abschätzung des Neutralpunktes bei festgehaltenem und losgelassenem Höhenruder

Für die Berechnung der Längsstabilität ist der Neutralpunkt ein wichtiger Bezugspunkt. Der Neutralpunkt ist unabhängig vom Anstellwinkel und somit unabhängig vom Auftriebsbeiwert. Das im Neutralpunkt wirkende Moment ist immer konstant. Er ist der Auftriebspunkt des gesamten Flugzeugs.

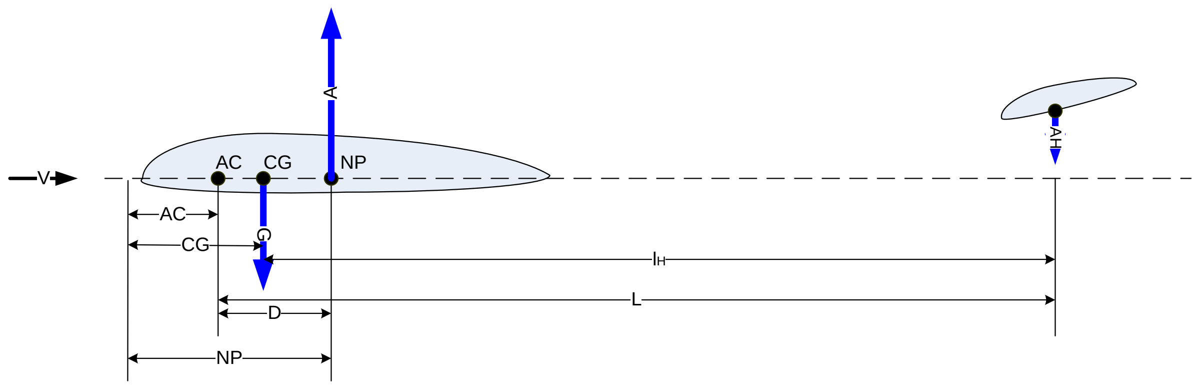


Abbildung 19:Aerodynamisches Zentrum (AC), Schwerpunkt (CG) und Neutralpunkt (NP)

Um die Längsstabilität des Flugzeugs zu gewährleisten, muss der Schwerpunkt vor dem Neutralpunkt sein. Der dadurch erwirkte Zusatzauftrieb erzeugt in Bezug auf den Schwerpunkt ein kopflastiges Moment, welches durch das Moment des Höhenleitwerks kompensiert und somit zu einem stabilen Verhalten des Flugzeugs führt. Wie weit der Schwerpunkt (CG) vor dem Neutralpunkt (NP) liegt, bestimmt das sogenannte Stabilitätsmaß. Das Stabilitätsmaß wird in % der mittleren Flügeltiefe MAC angegeben und sollte einen Wert zwischen 5-15% haben. Je größer der Abstand zwischen Neutralpunkt und Schwerpunkt (xN-xS) ist, desto stabiler wird das Flugzeug, aber auch schwieriger aus seiner Ausgangslage zu bringen. Man spricht von niedriger Steuerbarkeit.

Der Neutralpunkt der Tragfläche liegt bei 25% (l/4) der mittleren Flügeltiefe MAC welcher unabhängig von der Profilform und -wölbung ist. Der Neutralpunkt des gesamten Flugzeugs hängt dabei weitgehend von der geometrischen Konfiguration des Flugzeugs ab, d.h. von dem Grundriss des Flügels und des Höhenleitwerks und deren Abstand zueinander.

Für die Bestimmung des Neutralpunktes des gesamten Flugzeugs wird folgende Formel[21] verwendet:

$$D = \sqrt[4]{\Lambda} * 0{,}25 * \frac{S_{HT}}{S} * \frac{L}{MAC}$$

Mit

Λ=Flügelstreckung=6

S_{HT} = Fläche des Höhenleitwerks = 1,1932m²

S = Flügelfläche = 5,0277m²

L = Abstand des aerodynamischen Zentrums (aerodynamic center) vom Flügel und Höhenleitwerk = 2,000m

MAC = mittlere Flügeltiefe=0,949m
Der Anteil in der Formel ohne Zahlenwerte wird als Leitwerksvolumen (tail volume ratio) Vbar bezeichnet.

Zunächst wird die mittlere Flügeltiefe MAC wie folgt berechnet:

MAC = A * 2/3 * ((1+λ+λ²)/(1+λ))

wobei
A = Länge der Wurzelrippe (wing root chord) und
λ = Zuspitzungsverhältnis (wing's taper ratio) = B/A = 0,570m /1,141m= 0,5

MAC = 1,141m *2/3 * ((1+2+2²)/(1+2) = 0,9493m

Danach berechnet sich nach obiger Formel die Position des Neutralpunktes

$$D = \sqrt[4]{6} * \ 0{,}25 \ * \frac{1{,}1932\text{m}^2}{5{,}0277\text{m}^2} * \frac{2{,}000\text{m}}{0{,}9493\text{m}} = 0{,}1956 \ (= 19{,}56\%)$$

in Prozent der mittleren Flügeltiefe MAC.

Der Abstand des Neutralpunktes (NP) vom aerodynamischen Zentrum (AC) ist also

NP - AC = D * MAC= 0,1956 * 0,949m = 0,1857m

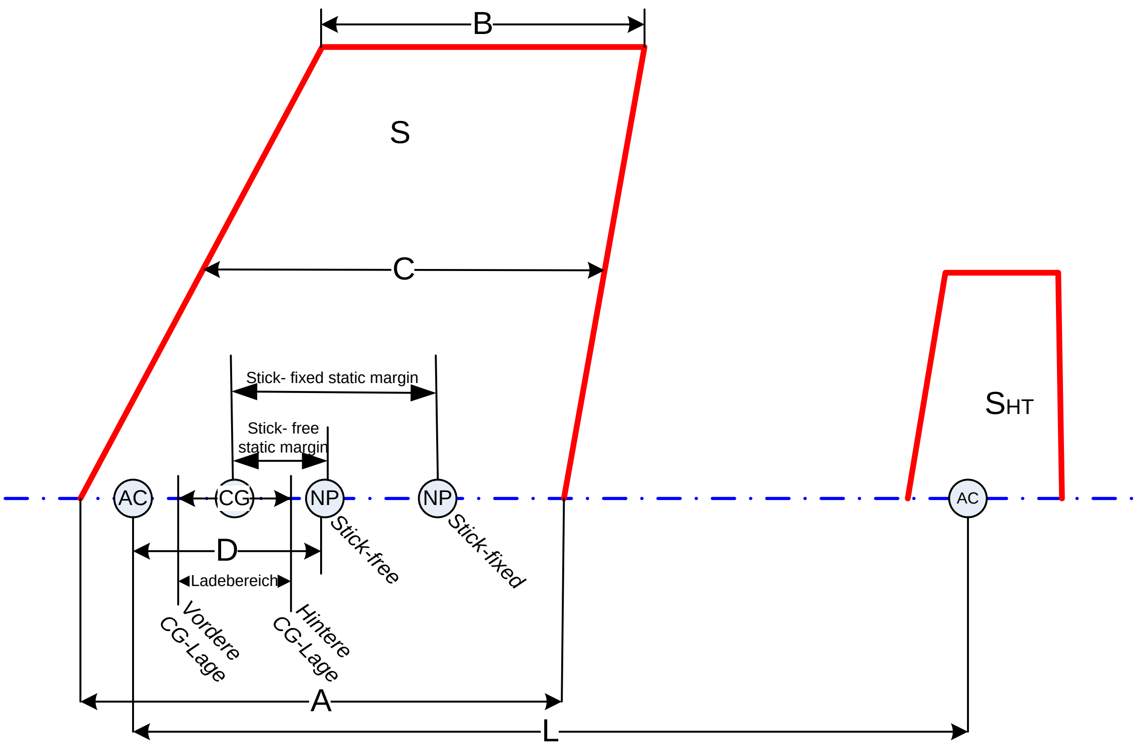


Abbildung 20: Einflussgrößen zur Bestimmung des Neutralpunktes

Für die Bestimmung des Abstandes zwischen Neutralpunkt und Schwerpunkt (NP-CG) wird in unserer Beispielrechnung ein Stabilitätswert von 15% gewählt. Daraus ergibt sich für

NP-CG = 0,15 * 0,949m = 0,142m.
D.h. der vordere Schwerpunkt liegt ca. 4,4cm (=0,186m - 0,142m) hinter dem aerodynamischen Zentrum AC und der Neutralpunkt NP liegt wie gefordert hinter (14,2cm) dem Schwerpunkt.
Wählen wir jetzt einen Stabilitätswert von nur 5%, dann ergibt sich für
NP-CG = 0,05 * 0,949m = 0,047m
mit einer hinteren Schwerpunktlage von 0,130m (=0,186m-0,047m) hinter AC.

In beiden Fällen **hat das Flugzeug eine ausreichende statische Längsstabilität**, da der Neutralpunkt hinter den Schwerpunkten liegt. Da das aerodynamische Zentrum AC bei 25% der mittleren Flügeltiefe liegt, ergibt sich bei der Flügelwurzel ein fester Abstand zwischen Flügelkante und dem aerodynamischen Zentrum von 30,5 cm (=0,25 *1,220m).

Die statische Längsstabilität wird jedoch geringer, je weiter der Schwerpunkt zum Neutralpunkt wandert. Gleichzeitig wird auch der Anstellwinkel α und somit auch der Auftriebsbeiwert CL und der Auftrieb größer. Fallen Neutralpunkt und Schwerpunkt zusammen, so wird das Drehmoment unabhängig vom Anstellwinkel α. Das Flugzeug hat dann eine neutrale Längsstabilität und der Pilot vernimmt jetzt keine Gegenkraft im Steuerknüppel wenn er mit einem neuen CL fliegt.

Bei einem statisch stabilen Flugzeug wird der Abstand zwischen der hinteren Schwerpunktlage und dem Neutralpunkt als Stabilitätsmaß (static margin) bezeichnet. In Abbildung 20 sind beide Neutralpunkte NP dargestellt: der bei festgehaltenem Höhenruder (stick fixed) und der bei losgelassenem Höhenruder (stick-free). Das Höhenruder wird in der Stick-free-Position nicht vom Piloten gehalten, sondern verbleibt durch die Umströmung in seiner Nullstellung.

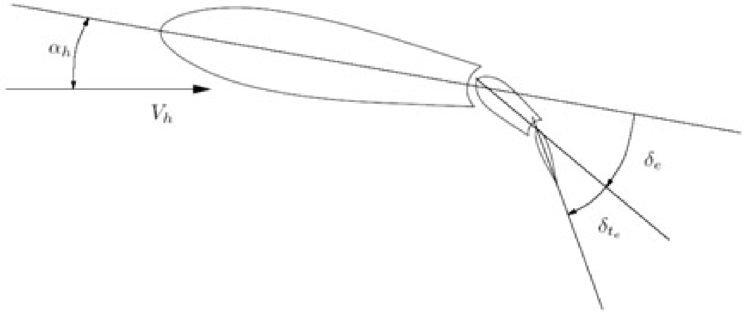


Abbildung 20a: Winkel des Höhenleitwerks[7]

Zur Bestimmung des Neutralpunktes bei gehaltenem Höhenruder (stick fixed) betrachten wir zunächst der an dem Höhenleitwerk wirkende Anstellwinkel α_h

$$\alpha_h = \alpha + i_h + \varepsilon$$

und daraus abgeleitet

$$\frac{d\alpha_h}{d\alpha} = 1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}$$

mit
α = Anstellwinkel (angle of attack) des Tragflügels
i_h = Einstellwinkel (incidence angle) des Höhenleitwerks und
ε = Abwindwinkel (downwash angle)

Ohne weitere Herleitung kann bei gehaltenem Höhenruder (also mit konstantem Ausschlagwinkel δe und δte des Höhenruders, s.o.) der Abstand des Neutralpunktes NPfix vom aerodynamischem Zentrum AC nach folgender Formel[10] bestimmt werden:

$$\boldsymbol{D}fix = \frac{(\mathrm{NPfix} - \mathrm{AC})}{MAC} = \frac{\mathrm{CNh\alpha}}{\mathrm{CN\alpha}}\left(1 - \frac{\mathrm{d}\varepsilon}{\mathrm{d}\alpha}\right) * \left(\frac{V\mathrm{HT}}{V}\right)^2 * \frac{\mathrm{S_{HT}} * \mathrm{L}}{\mathrm{S} * \mathrm{MAC}}$$

und der Abstand des Neutralpunktes NP*free* von AC bei losgelassenem Höhenruder mit

$$\boldsymbol{D}free = \frac{(\mathrm{NPfree} - \mathrm{AC})}{MAC} = \frac{\mathrm{CNh\alpha}}{\mathrm{CN\alpha}}\left(1 - \frac{\mathrm{d}\varepsilon}{\mathrm{d}\alpha}\right) * \left(\frac{V\mathrm{HT}}{V}\right)^2 * \frac{\mathrm{S_{HT}} * \mathrm{L}}{\mathrm{S} * \mathrm{MAC}}$$

Es fällt auf, dass sich die beiden Ergebnisse nur durch die Faktoren der Normalkraft am Höhenruder bzw. am Tragflügel ($C_{Nh\alpha}$ bzw. $C_{Nh\alpha free}$) unterscheiden.

Mit

$$\frac{\mathrm{S_{HT}} * \mathrm{L}}{S * MAC} = Leitwerksvolumen\ Vbar = 0{,}5$$

$\frac{V_{HT}}{V}$ = 1 = V = Verhältnis der Windgeschwindigkeiten am Höhenruder und Tragfläche

$1 - \frac{\mathrm{d}\varepsilon}{\mathrm{d}\alpha} = 0{,}5$; *aus Diagramm in Flugwissen*; $f\,(\Lambda;\lambda;r_H/S;z_H/S)$[5]

$CN\alpha = 250\mathrm{kg} * \frac{9{,}81\mathrm{m}}{\mathrm{s}^2} =$ 2453N = Kraft am Tragflügel
ergibt bei gehaltenem Höhenruder ein D*fix* von

$$\frac{(\mathrm{NPfix} - \mathrm{AC})}{MAC} = \frac{\mathrm{CNh\alpha}}{\mathrm{CN\alpha}} * 0{,}25 = \frac{\mathrm{CNh\alpha}}{10000}$$

Daraus ergibt sich bei Erhöhung der auf dem Höhenleitwerk wirkenden Kraft CNhα eine entsprechende Vergrößerung des Neutralpunktwertes NP*fix* und somit des Abstandes zu AC. Der Neutralpunkt wandert also bei festgehaltenem Höhenruder nach hinten (siehe Abbildung 20). Bei einer durch festgehaltenem Höhenruder wirkenden Kraft CNhα von 100N verschiebt sich der Neutralpunkt folglich um 100/10000 = 1% nach hinten. Bei dem oben ermittelten Wert von NP-AC= 18,6 cm verschiebt sich dann der NP um 0,186cm in Richtung Flügelhinterkante.

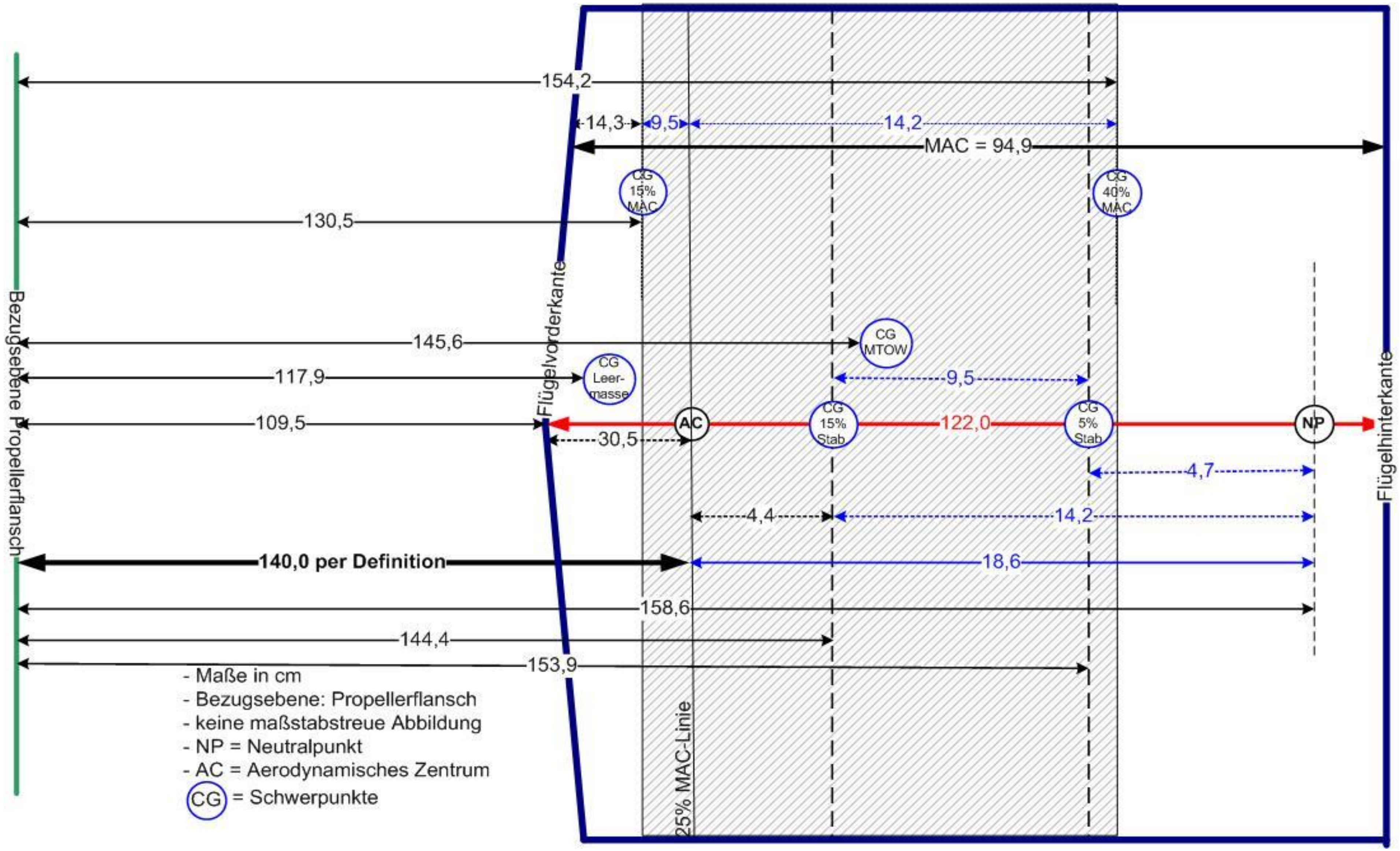


Abbildung 21: Anordnung des Neutralpunktes und der Schwerpunkte

Überprüft werden kann das obige Rechenbeispiel zur Bestimmung des Neutralpunktes mit dem im Internet frei verfügbaren ***Aircraft Center of Gravity Calculator*[21]*:***

Wing Root Chord (A):	1.2205
Wing Tip Chord (B):	0.6103
Wing Sweep Distance (S):	0.1528
Wing Half Span (Y):	2.7462
Stabiliser Root Chord (AA):	0.6513
Stabiliser Tip Chord (BB):	0.3257
Stabiliser Sweep Distance (SS):	0.0811
Stabiliser Half Span (YY):	1.2213
Distance between both LE's (D):	2.1426
Stabiliser Efficiency*:	Std.
Enter Static Margin, then Click	15 %
Mean Aerodynamic Chord MAC =	0.95
Sweep Distance at MAC (C) =	0.07
From Root Chord to MAC (d) =	1.22
From Wing Root LE to AC =	0.31
From Wing Root LE to NP =	0.48
From Wing Root LE to CG =	0.34
Wing Area =	5
Stabiliser Area =	1.2
Wing Aspect Ratio =	6
Tail Volume Ratio, Vbar =	0.5

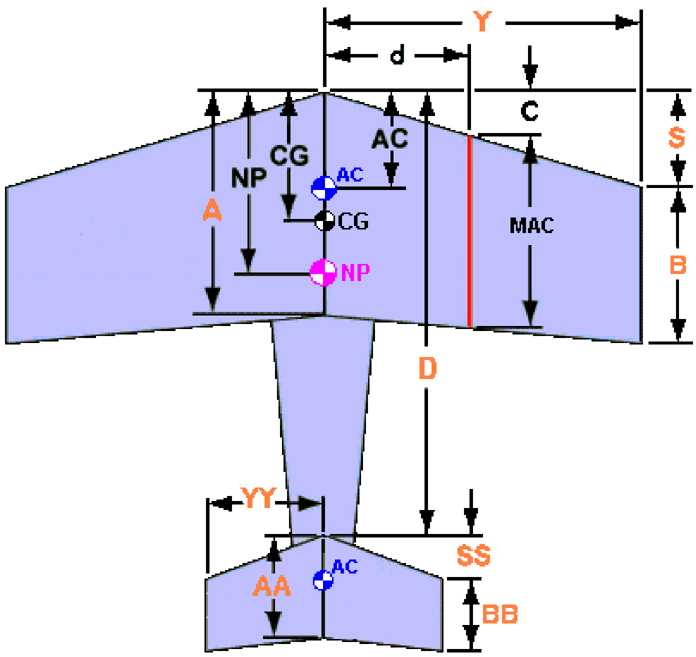


Abbildung 22: Online-Berechnung des Neutralpunktes[21]

3.14 Beschreibung eines Fertigungskonzeptes, das die Möglichkeiten des privaten Selbstbaues berücksichtigt

Um ein Bausatzflugzeug für den Selbstbauer attraktiv zu gestalten, müssen mehrere Aspekte berücksichtigt werden. Als erstes sollte hier das Augenmerk auf die zeitliche Dimension des privaten Flugzeugbaus gerichtet werden. Eine Person die beruflich oder privat also nicht die Möglichkeit hat über einen längeren Zeitraum oder regelmäßig mit einem Projekt beschäftigt zu sein, soll hier berücksichtigt werden. Oberste Priorität ist es daher, die Bauzeit so minimal wie möglich zu halten.

Ein weiterer Aspekt ist auf der einen Seite die technische Versiertheit des Selbstbauers und auf der anderen Seite die ihm zur Verfügung stehenden technischen Mittel. Ein Selbstbauer der weder über einen technischen Hintergrund verfügt, noch eine große Werkstatt zur Verfügung hat, soll in der Lage sein, den Bausatz mit einfachsten Mitteln und Herangehensweisen fertigzustellen. Daraus schließt sich die Erkenntnis, dass besonders komplexe oder aufwendig zu produzierende Bauteile so weit wie möglich durch den Hersteller vorgearbeitet werden.

Um einem einzelnen Selbstbauer die Fertigstellung des Flugzeugs zu ermöglichen sollte darauf geachtet werden, dass alle Arbeiten von einer einzigen Person ohne zusätzliche Hilfe durchführbar sind. Um dies zu gewährleisten sind die zwei oben genannten Aspekte von großer Bedeutung. Bauteile, zu deren Herstellung mehr als eine Person erforderlich sind, sollen also durch den Hersteller im Voraus abgenommen werden.

Als vierter Punkt sind die räumlichen Aspekte des Eigenbaus von zentraler Bedeutung. Eine Privatperson soll den Bausatz in der eigenen Werkstatt oder Garage fertigstellen können, ohne dabei auf größere Räumlichkeiten zurückgreifen zu müssen. Ein begünstigender Faktor sind dabei die geringen Dimensionen des Flugzeugs. Abschließend lässt sich also feststellen, dass bei dem Fertigungskonzept folgende Aspekte zu beachten sind:

1. Die Bauzeit für den Selbstbauer wird so gering wie möglich gehalten.
2. Auf den Selbstbauer entfallen einfache Arbeiten, komplexe Prozesse werden von dem Hersteller durchgeführt.
3. Eine einzige Person ist in der Lage den Bausatz zu bauen.
4. Einfache Räumlichkeiten reichen zum Bau des Flugzeugs aus.

Aus diesen Anforderungen ergeben sich also konkrete Vorgaben für den Bausatz und die vom Hersteller und Selbstbauer zu verrichtenden Arbeiten. Im Folgenden soll die Fertigung einzelnen Baugruppen unter den aufgeführten Aspekten betrachtet werden.

Als erstes sollte die Aufmerksamkeit den Formbauteilen aus CFK/Waben gewidmet werden. Um diese Bauteile herzustellen, sind besondere Anlagen und Kenntnisse sowie Räumlichkeiten notwendig. Unter Berücksichtigung von Punkt zwei und vier sollten diese Teile also soweit wie möglich durch den Hersteller fertigzustellen und durch den Selbstbauer nachbearbeiten zu sein. Zu diesen Bauteilen gehören Rumpf, Tragflächen, Leitwerk, Ruder, Cockpiteinrichtung und Instrumentenbrett sowie Radabdeckungen und Motorhaube.

Als weitere große Baugruppe ist das Antriebssystem bestehend aus Elektromotor und Batterien sowie den zugehörigen Regelungssystemen zu betrachten. Da es sich hierbei um ein komplexes System handelt, sollte es in Anbetracht von Punkt zwei so weit wie möglich durch den Hersteller fertiggestellt werden, sodass auf den Selbstbauer lediglich der Einbau entfällt.

Neben Formteilen und Antrieb stellt auch die Steuerung ein wesentliches Element dar. Überprüft man dieses auf die oben genannten Aspekte, so kommt man zu dem Schluss, dass die Steuerung zu einem hohen Anteil durch den Selbstbauer gefertigt werden kann.

Eine weitere Arbeit die durch den Selbstbauer getätigt werden kann, ist der Einbau der Instrumente und Avionik sowie der Cockpitausstattung. Die Bestückung des Instrumentenbrettes sowie die Inneneinrichtung fällt überschaubar aus, wodurch sie nach Überprüfung der fertigungsrelevanten Aspekte durch den Selbstbauer zu realisieren sind.

Das Fahrwerk und der Motorträger stellen neben dem Flügelholm wichtige Strukturelemente dar. Unter Betrachtung des zweiten Aspektes können sie also als kritisch eingestuft werden. Damit können sie zum Teil, sollten aber nicht vollständig durch den Selbstbauer bearbeitet werden.

In Anbetracht der Aspekte eins, zwei und vier ist die Lackierung zwar problemlos durch den Selbstbauer durchzuführen, in Hinblick auf den räumlichen Faktor kann hier aber eine Fremdvergabe in Betracht gezogen werden.

Nach der Fertigstellung der einzelnen Komponenten werden diese in einem Montageprozess zusammengefügt um am Ende das fertige Flugzeug zu ergeben. Dieser Arbeitsabschnitt ist mit einem größeren zeitlichen Aufwand verbunden, sollte allerdings weitgehend durch den Selbstbauer selbstständig durchzuführen sein.

Abschließend lässt sich feststellen, dass einige der Aufgaben vorzüglich durch den Hersteller und andere durch den Selbstbauer durchzuführen sind. Neben der Aufteilung der Arbeiten nach den wichtigen Kriterien ist ebenfalls darauf zu achten, dass vom Hersteller nicht mehr als 49% der Arbeit nach Zeitaufwand durchgeführt wird. Allerdings sollte dieser Anteil nicht zu gering ausfallen, um den Selbstbauer so weit wie möglich zu entlasten. Eine etwaige Aufteilung nach Prozenten und den dazugehörigen Arbeitsstunden lässt sich tabellarisch darstellen.

Baugruppe	Stunden	Hersteller	Selbstbauer
Formbauteile	50h	90%	10%
Antriebssystem	40h	90%	10%
Steuerung	30h	20%	80%
Instrumente/Avionik	30h	20%	80%
Cockpit	30h	40%	60%
Fahrwerk	30h	50%	50%
Motorträger	20h	50%	50%
Lackierung	25h	10%	90%
Montage	45h	25%	90%
Gesamt	300h	45%	55%
		135h	165h

Tabelle 9: Aufwand der Baugruppen

3.15 Beschreibung eines Geschäftsmodells

Allgemein soll das Geschäftsmodell beschreiben, wie eine Geschäftsidee umgesetzt werden soll. Insbesondere F&E-Vorhaben enthalten ein hohes Risiko. Der Ausgestaltung des Geschäftsmodells kommt daher eine sehr hohe Bedeutung zu. Zur Vermeidung unternehmerischer Risiken und zur Erhöhung der Erfolgschancen ist es daher unbedingt erforderlich ein Geschäftsmodell bereits im Vorfeld der Planungen zu prüfen.

Im vorliegenden Fall ist ein Geschäftsmodell für die Eigenentwicklung eines innovativen Produktes aufzustellen. Das Marketing und die Ertragsmodelle als Bestandteil eines Geschäftsmodells sollen an dieser Stelle nicht näher behandelt werden. Vielmehr wird wie in der Ausschreibung gefordert, ein Geschäftsmodell dargestellt, welches die Flugzeugentwicklung, den Bau eines Prototypen, die Erprobung und die Erstellung von Bauunterlagen für den Nachbau beschreibt. Auch wenn die Finanzierung nicht explizit gefordert wird, so nimmt sie im nachfolgend beschriebenen Geschäftsmodell einen großen Stellenwert ein, da sie elementar für die Realisierung des Projektes ist. Die gesamte Entwicklung bis zur Serienreife wird daher in einem 5-Phasenmodell nach inhaltlichen Aspekten unterteilt, die im nachfolgenden beschrieben werden. Am Ende dieses Kapitels ist zur besseren Übersicht der zeitliche Ablauf der 5 Phasen als Projektablaufplan zu finden.

3.15.1 Phase 1: Planung

Unabhängig vom Ausgang dieses Wettbewerbs werden wir aufgrund der dann anstehenden komplexen Aufgaben eine Planung mit professionellen Projektmanagementmethoden durchführen. Diese Planung wird insbesondere folgende Inhalte abbilden:

- Projektziele
- Projektumfeld (Stakeholderanalyse)
- Projektorganisation
- Projektkosten
- Phasenplan (Meilensteine)
- Projektstrukturplan (Arbeitspakete)
- Ablauf- und Terminplanung
- Einsatzmittelplanung

Die Anforderungen des Auftraggebers (z.Z. sind wir das) sind zunächst in einem Lastenheft zu erstellen, welches die zu erbringende Leistung (Entwicklung eines Elektroflugzeug-Bausatzes) umschreibt. Als Grundlage hierfür dienen die eingereichten Unterlagen dieses Wettbewerbs.

Auf dieser Basis ist ein Pflichtenheft zu erstellen, welches die Umsetzung und die Realisierungsbedingungen mit den Detailplänen beinhaltet.

Hierfür wird noch keine externe Unterstützung notwendig sein, da ein Mitglied des Teams die Projektmanagementmethoden beherrscht und nach IPMA (International Project Management Association) zertifiziert ist.
Auch die Detailplanung wird nach Möglichkeit mit den bestehenden Ressourcen durchgeführt. Sollte sich jedoch der Zugriff auf externe Berater in dieser Phase des

Projektes als notwendig erweisen, wird gegebenenfalls darauf zurückgegriffen. Das angestrebte Ziel jedoch ist es, insbesondere mit Hinblick auf Kostenminimierung, die Konzeptionsphase in Eigenregie durchzuführen.

3.15.2 Phase 2: Finanzierung

Spätestens in der Ausführungsphase (Realisierung) des Projektes kann die Entwicklung nicht mehr ausschließlich mit eigenen Ressourcen umgesetzt werden. Dies betrifft sowohl die Finanzierung als auch die Einsatzmittel (Manpower, Arbeitsmittel, Werkstatt etc.).
Zunächst wird jedoch zur Orientierung der gesamte Finanzierungsbedarf abgeschätzt.

3.15.2.1 Finanzierungsbedarf

Eine grobe Schätzung der Projektgesamtkosten belaufen sich auf ca. 100.000 € bis zur Fertigstellung des ersten Bausatzes. Sie beinhaltet nicht den monetär bewerteten Arbeitsaufwand für die Eigenleistung und Flugerprobung. Als größter Posten fallen mit ca. 50% des gesamten Finanzierungsbedarfs die Materialkosten für das Flugzeug an. Sie sind nicht gleichzusetzen mit den künftigen Materialkosten für den Bausatz, der natürlich geringer ausfallen wird:

- Geschätzte Materialkosten für die Herstellung des Prototypen: ca. 50.000 €. Davon entfallen u.a. auf
    - Batterien und Ladegerät: 15-20.000 €
    - Formenbau: 10-15.000 €
    - Elektromotor: 4-6000€
    - Avionik und Instrumente: 2-4000 €
    - Steuerungssystem: 1-2000 €
    - Propeller: 500-1000 €
    - Cockpithaube: 500-1000 €
    - Sonstige Kleinteile (Bremsen, Räder, Beschläge, Schrauben etc.): 2000 €
- Arbeitsmittelkosten: Arbeitsplatz, Werkstatt, Werkzeug, Messinstrumente, Hardware, Software usw.
- Externe Berater, Dienstleistungskosten und Gebühren (OUV, Testpilot etc.)
- Test- und Erprobungsflüge (ca. 100 Flugstunden)
- Geschätzter Arbeitsaufwand: 3 Mannjahre

3.15.2.2 Externe Unterstützung und Zusammenarbeit

Die Möglichkeit der Zusammenarbeit wird eventuell bereits in der Planungsphase notwendig sein. Für diesen Fall muss eine Lösungen aufzeigt werden. Angedacht ist zu diesem Zeitpunkt die Zusammenarbeit mit einer Hochschule, die ihren Forschungsschwerpunkt im Flugzeugbau hat. Sicherlich hilfreich wird es in dieser Hinsicht sein, dass ein Projektmitglied im Herbst 2012 mit dem Studium der Luft- und Raumfahrttechnik beginnt. Mit den Unterlagen für diesen Wettbewerb haben wir auch gute Voraussetzungen für eine Zusammenarbeit geschaffen. Das örtliche Umfeld mit den Hochschulen (HAW und TUHH) und den Kernunternehmen Airbus, Lufthansa Technik und Hamburg Airport sowie 300 mittelständische Luftfahrtindustriezulieferer ist als ideal für eine Zusammenarbeit anzusehen. Auch hier ist das bestehende Netzwerk durch die Pilotenausbildung der beiden Projektteilnehmer beim Hanseatischen Fliegerverein der Deutschen Lufthansa (HFC), der seinen Sitz auf dem Gelände der Lufthansa Technik und den Hamburger Flughafen als Basis hat, hilfreich. Mit der OUV ist vorweg zu klären,

inwieweit eine Zusammenarbeit mit anderen Instituten möglich ist, ohne den Status des privaten Selbstbauers zu verlieren und damit die Betreuung durch die OUV.

3.15.2.3 Fördergelder

Neben den eingesetzten Eigenmitteln ist später eine Finanzierung mit Hilfe von Fördergeldern vorgesehen. Gerade der Luftfahrtstandort Hamburg (beide Projektteilnehmer kommen aus Hamburg) bietet hier offensichtlich gute Voraussetzungen. Die Freie und Hansestadt Hamburg bietet in Zusammenarbeit mit dem DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) ein Luftfahrtforschungsprogramm mit der Zielsetzung der Stärkung der technologischen Leistungsfähigkeit der Hamburger Luftfahrtindustrie an. Hier haben bereits erste Gespräche stattgefunden. Sie setzt allerdings eine Unternehmensform und eine Zusammenarbeit mit einem Luftfahrtunternehmen oder einer Hochschule voraus. Eine Einbindung der OUV als Projektpartner wäre eine mögliche Option.

Eine weitere Möglichkeit der Unterstützung ist die vom Bundesministerium für Wirtschaft und Technologie initiierte „Förderung von Forschungs- und Technologievorhaben im Rahmen des zivilen Luftfahrtforschungsprogramms“. Zwar ist der aktuelle vierte Programmaufruf 4-fach überzeichnet und bereits abgearbeitet, aber nach Darstellung des Ministeriums ist für Dezember 2012 ein weiterer Programmaufruf geplant.

3.15.2.4 Projektpartner und Sponsoren

Der wesentliche Unterschied zwischen Projektpartner und Sponsoren ist, dass Sponsoren keine direkte Projektbeteiligung verlangen. Das Hauptinteresse liegt im Imagegewinn durch das Projekt. Projektpartner hingegen verlangen oftmals eine Beteiligung oder ein Joint Venture. Dies wird nur dann erfolgreich sein, wenn aus der Zusammenarbeit beider Parteien eine Win-Win-Situation entsteht.

Mögliche Sponsoren wären z.B.

- EON, Vattenfall und RWE (sponsert bereits das E-Auto)
- Lufthansa und Lufthansa Technik (Darstellung als innovatives Unternehmen)
- Deutsche Bank (Imagepflege)

Als Projektpartner kommen z.B. folgende Firmen in Frage:

- Siemens (Stellt Elektromotoren her)
- EADS (Forschungsprojekt VoltAir)
- Airbus (Forscht auf diesem Gebiet und unterstützt bereits das eGenius-Projekt)
- Dow Chemical (Stellt Epoxidharze und Batterien her)

3.15.3 Phase 3: Bau eines Prototyps (Realisierung)

Eine stehende Finanzierung ist Voraussetzung für die weitere Vorgehensweise, da die Realisierungsphase der Flugzeugentwicklung sowohl mit eigenen Ressourcen als auch mit Unterstützung von Dritten (Auftragsentwicklung) durchgeführt werden muss. Das Gleiche gilt für die Produktion, also für die Herstellung des Prototypen.

Die eigene Wertschöpfung soll sich im Wesentlichen auf das Design und der Fertigung der Zelle (Rumpf, Tragflügel und Leitwerk) beschränken. Alle anderen Komponenten werden dazugekauft. Für umfangreiche Entwicklungsarbeiten wie z.B. für die MCU (Programmierung und Fertigung der Rechnereinheit und Darstellung auf einem Display)

stehen einerseits keine Ressourcen zur Verfügung und andererseits wollen wir uns nicht in Details verlieren, die auch den Entwicklungszeitraum erheblich verlängern würden. Wo möglich, wollen wir das Rad nicht noch einmal erfinden. Der gleiche Grundsatz gilt auch für den Selbstbausatz: es ist eine übersichtliche Fertigungstiefe vorgesehen, damit mit möglichst wenig Eigenaufwand in einem übersichtlichen und realistischen Zeitrahmen der Selbstbau möglich ist.
Für den Bau des Prototyps ist hinsichtlich der Personal und Sachkosten eine Klärung folgender Ziele notwendig:

- Arbeitsräume beschaffen (ggf. Home office)
- Werkstatt für den Zusammenbau des Prototyps mieten
- Partner für CFK-Formenbau binden (zunächst nur für den Prototypen)
- Zulieferfirmen identifizieren und Produktbeurteilung
- Externe Berater oder Dienstleister bei Bedarf anfordern
- Ingenieurbüro für Entwicklungsunterstützung
- OUV-Projektbetreuung (Gutachten)

3.15.4 Phase 4: Bodenerprobung, Erstflug und Flugerprobung (Erprobungsphase)

Die Flug- und Bodenerprobungen stellen einen wichtigen Eckpfeiler im gesamten Evaluationsprozess dar. Dabei wird das gesamte Fähigkeitsspektrum des Flugzeuges geprüft, sowie die operationelle Wirksamkeit im Flug und die operationelle Eignung am Boden getestet. So werden u.a. alle Leistungsparameter für Start-, Steig- und Reiseflug sowie das Überziehverhalten wie auch das Verhalten des Elektroflugzeuges bei seiner Höchstgeschwindigkeit getestet.
Mit Ausnahme von kritischen Flügen, wie dem Erstflug oder das Testen riskanter Manöver, die von einem Testpiloten durchgeführt werden müssen, sind beide Projektteilnehmer aufgrund ihrer gültigen PPL-Lizenz berechtigt und daran interessiert, den Prototypen so weit wie möglich selbst zu „erfliegen“. Hierzu gehört die Ermittlung, Bestätigung und Dokumentation der Flugleistungen und Flugeigenschaften entsprechend der CS-LSA Bauvorschrift.

3.15.5 Phase 5: Dokumentation (Erstellung der Bauunterlagen)

Bereits während der Flugerprobung wird das Flughandbuch erstellt. Nach erfolgreicher Zertifizierung werden dann auf der Basis der bisherigen Unterlagen des Prototyps die Bauunterlagen für den Nachbau erstellt. Die hierfür benötigten Arbeitsmittel (CAD-Software) sind noch zu beschaffen. Eine notwendige Einarbeitung zur Bedienung des umfangreichen Programmes ist vorgesehen. Auch die inhaltliche Ausarbeitung der Bauunterlagen wird in Eigenregie erstellt. Nur der Ausdruck größerer Unterlagen erfolgt möglicherweise bei einem Serviceanbieter.

Die Erstellung der einzelnen Bausatzteile ist in der eigenen Werkstatt vorgesehen. Den größten Aufwand wird dabei der Formenbau in Anspruch nehmen. Das Konzept sieht auch die Möglichkeit vor, den Selbstbauer bereits in dieser Phase der Herstellung in Form einer Schulung einzubinden. Gleichzeitig werden auf Kundenseite technische Hemmschwellen überwunden, Arbeitsmittel (z.B. Werkzeug) gespart bei gleichzeitiger Erhöhung der Motivation und Reduzierung des Selbstbauzeitrahmens.

3.15.6 Fazit: Geschäftsmodell

Eine Aufteilung der Aufgaben ist spätestens bei der Herstellung des Prototyps notwendig. Eigenmittel und Eigenkapital sind nicht für einen erfolgreichen Projektabschluss bis Ende 2014 ausreichend vorhanden. Auch wenn wir bestrebt sind, die Projektführung beizubehalten und die Unterstützung Dritter so spät wie möglich in Anspruch zu nehmen, ist es daher unumgänglich, eine geeignete Finanzierung zu finden und/oder Partner in der Zusammenarbeit zu gewinnen.

Kennung	*Aufgabenname*	*Anfang*	*Abschluss*	*Dauer*
1	**Projektmanagement**	01.02.2012	31.12.2014	152,2w
2	**Phase 1: Planungsphase**	**02.04.2012**	09.01.2013	**40,6w**
3	Lastenheft	02.04.2012	09.05.2012	5,6w
4	Pflichtenheft (Detailpläne)	10.05.2012	09.01.2013	35w
5	**Phase 2: Unterstützung durch Dritte**	**02.07.2012**	31.07.2013	**56,6w**
6	Zusammenarbeit	02.07.2012	31.12.2012	26,2w
7	Fördergelder	02.07.2012	31.12.2012	26,2w
8	Projektpartner	01.03.2013	31.07.2013	21,8w
9	Sponsoren	01.01.2013	31.05.2013	21,8w
10	**Phase 3: Realisierungsphasen**	**03.09.2012**	**31.12.2013**	**69,4w**
11	Werkstatt suchen und einrichten	03.09.2012	31.12.2012	17,2w
12	Formbau durchführen	01.02.2013	03.07.2013	21,8w
13	Zulieferfirmen identifizieren	01.01.2013	01.04.2013	13w
14	Prototyp fertigstellen	01.01.2013	31.12.2013	52,2w
15	**Phase 4: Testlauf**	**01.01.2014**	**31.12.2014**	**52,2w**
16	Test- und Erprobungsflüge	01.01.2014	31.10.2014	43,6w
17	Abnahme und Zertifizierung	03.11.2014	31.12.2014	8,6w
18	**Phase 5: Dokumentation**	**01.01.2014**	**01.01.2015**	**52,4w**
19	Projektdokumentation	01.01.2014	01.01.2015	52,4w
20	Flughandbuch erstellen	03.03.2014	02.07.2014	17,6w
21	Bauunterlagen	01.07.2014	31.10.2014	17,8w
22	**Projektende: 1. Bausatzfertigung**	03.11.2014	31.12.2014	8,6w

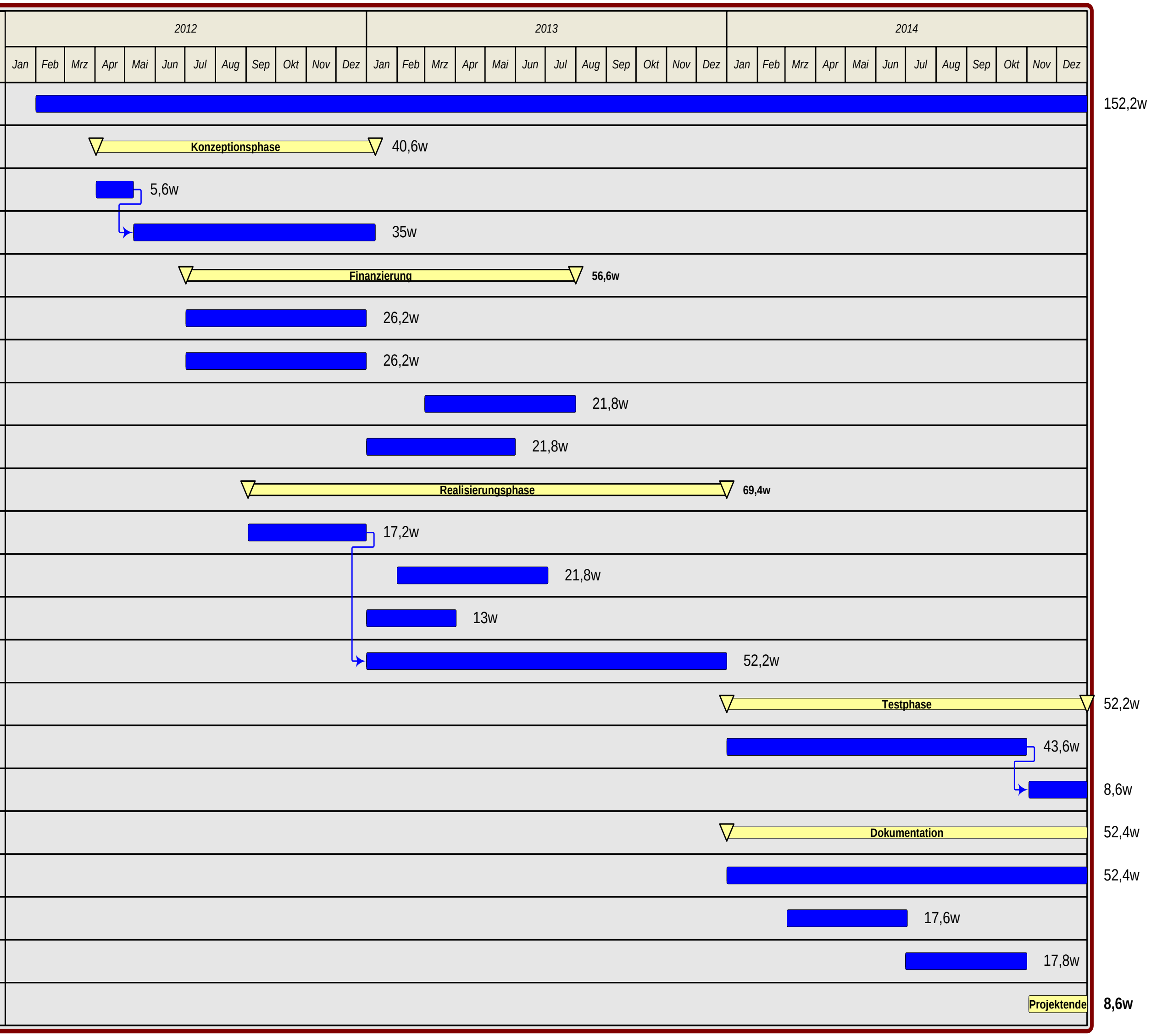


Abbildung 23: Projektablaufplan

4 Zusammenfassung und Ausblick

Bei der Entwicklung handelt es sich um ein einsitziges Flugzeug in Tiefdeckerkonfiguration, das in die Kategorie der Bauvorschrift CS-VLA fällt. Charakteristisch ist hierbei die geringe Spannweite und Größe des Rumpfes. In erster Linie besteht die Konstruktion aus Faser-Verbund-Werkstoffen, was kombiniert mit den geringen Maßen zu einem Leergewicht von 150 kg und einem Maximalgewicht von 240 kg führt. Für den Antrieb wurde ein reines elektrisches System gewählt, ausgestattet mit einem 20kW Elektromotor und Batterien. Ein ebenfalls ausschlaggebendes Merkmal ist die schlanke und elegante Bauform des Rumpfes.

Die Eigenschaften des späteren Bausatzes zeichnen sich durch seine technische Einfachheit sowie die minimale Bauzeit bis hin zur Fertigstellung aus. Mit einfachsten Mitteln und Kenntnissen kann die Fertigung erfolgen. Darüber hinaus wird der Preis für den Bausatz im unteren Preissegment (30-40.000 €) liegen.

Im späteren Betrieb sind die geringen Betriebs- und Wartungskosten eine maßgebliche Eigenschaften. Darüber hinaus kann das Flugzeug auf Grund seiner geringen Größe im demontierten Zustand in einer einfachen Garage oder mit einem Anhänger hangariert werden.

Die Flugeigenschaften und Leistungen liegen trotz der geringen Größe und Kosten in einem „sportlichen“ Bereich und sollen so den Ansprüchen einer breiten Klientel entsprechen.

Überprüft man die Technik und das Design auf seine Innovativität, so lassen sich mehrere Eigenschaften feststellen. Dazu zählt zum einen die geringe Größe, die die Kosten für den Bauaufwand und für den späteren Betrieb auf ein minimales Niveau reduzieren. Unterstützt wird die Innovation durch das elektrische Antriebssystem. Obwohl ein Antrieb dieser Art im privaten Selbstbau bisher noch nicht zur Anwendung gekommen ist, so stellt er doch enorme Vorteile in Hinblick auf den Bauaufwand und der Betriebskosten dar.

Bedingt durch den Antrieb und die konsequente Kunststoff-Bauweise wird die Bauzeit auf ein Minimum gesenkt, und öffnet so mehr Menschen die Türen für den privaten Selbstbau

Der Aspekt der einfachen und kostengünstigen Fertigung wird auch durch eine minimalistische Ausstattung des Flugzeugs und durch die Verwendung von Standardsystemen, z.B. bei der Steuerung oder Instrumenten/Avionik, unterstützt.

Der Forderung nach einer möglichst geringen Anzahl unterschiedlicher Teile wird durch die Composite-Bauweise sowie der geringen Größe und Einfachheit der Systeme nachgekommen.

Betreffend der Flugeigenschaften ist zum jetzigen Zeitpunkt lediglich die etwaige Stallspeed von 40 kts bekannt. Diese sollte ausreichend niedrig sein, um einem durchschnittlichen Piloten das Fliegen der Maschine problemlos zu ermöglichen.

Neben den durch die Ausschreibung gesetzten Anforderungen sollte ebenfalls das Erreichen der eigenen Ziele berücksichtigt werden. Dabei ist der Aspekt der geringen Bauzeit bereits durch die obige Bewertung behandelt worden. Durch die Kombination von Bauweise, Größe, Systemtiefe und Antrieb scheint es realistisch, dass die Bauzeit sich an der untersten Grenze der Bauzeit bereits existierender Bausätze befindet.

Die gleichen Eigenschaften, welche die geringe Bauzeit ermöglichen, sorgen ebenfalls dafür, den Selbstbau mit minimalem technischem Wissen zu ermöglichen
.
Geringe Kosten im späteren Betrieb, Wartung und Unterbringung werden vor allem durch den Antrieb und die Dimensionen des Flugzeugs, bzw. der einfachen Demontier- und Transportmöglichkeiten ermöglicht.

Zusammenfassend können wir also festgehalten, dass der entworfene Selbstbausatz alle Anforderungen der Ausschreibung wie

- Innovativität,
- Ein- oder Zweisitzig,
- besonders gute Eignung für den privaten Selbstbau,
- einfache, unkomplizierte und kostengünstige Fertigung,
- möglichst wenige unterschiedliche Teile,
- einfache Systeme und
- gute Flugeigenschaften.

erfüllt und darüber hinaus die Anforderungen ergänzt um eine

- minimale Bauzeit mit
- geringen Anschaffungskosten und
- niedrigen Betriebskosten.

Für eine zukünftige positive Einschätzung liegt das Hauptaugenmerk beim elektrischen Antriebssystem. Der Elektromotor bereits heute als leistungsfähig und technisch zuverlässig anzusehen. Noch nicht zufriedenstellend ausgereift als Energiespeicher ist das Batteriesystem.

Preis (40% des geschätzten Bausatzpreises), Gewicht (40% des Leergewichtes) und Kapazität des Batteriepaketes machen deutlich, wohin die künftige Akku-Entwicklung führen muss: noch preiswerter, leichter und leistungsfähiger. Wenn sich die Energiedichte innerhalb der nächsten 2-3 Jahre mindestens verdoppelt oder gar vervierfacht, dann wäre man mit der Auslieferung der ersten Bausatzserie in der Lage, einen 3-4 stündigen Flug mit einer Reichweite von 400-500 km nonstop zu bewältigen und würde mit der Performance heutiger Verbrennungsmotoren gleichziehen. Bei gleichzeitiger Halbierung der Akkupreise auf 700 €/kWh könnte man dem Selbstbauer einen kostengünstigen High-Performance-Bausatz anbieten. Die Attraktivität eines Selbstbausatzes mit elektrischem Antriebssystem würde sich dann drastisch verbessern. Einerseits wegen der geringeren Komplexität des Elektromotors, die zu einer Verringerung der Bauzeit beiträgt und andererseits die günstigen Beschaffungs- und Betriebskosten. Unter diesem Aspekt ist es für den künftigen Erfolg des Elektroflugzeugs wichtig, dass die Industrie mit ihrem Massenmarkt für Elektrofahrzeuge, kurzfristig preiswerte Akkus mit hoher Energiedichte bereitstellt.

Dieser Wettbewerb hat uns gezeigt, dass die Realisierung eines sportlichen Selbstbausatzes mit innovativer elektrischer Antriebstechnologie bereits heute einfach machbar und bezahlbar ist. Die Leistungsfähigkeit des Elektroflugzeugs wird aktuell nur durch die verbesserungs-fähigen Batterien begrenzt. Sollte der Industrie auf diesem Sektor nennenswerte Fortschritte gelingen, dann wäre rechtzeitig zur geplanten Auslieferung des ersten Bausatzes der Traum vom eigenen preiswerten Flieger für einen markant größeren Markt von Selbstbauern möglich.

5 Anhang

5.1 Abkürzungsverzeichnis

BMS	Batterie Management System
CAN	Controlled Area Network, Daten-Bussystem
CFK	kohlenstofffaserverstärkter Kunststoff, Verbundwerkstoff
CS-VLA	Certification Specification-Very Light Airplane, Bauvorschrift für die Luftüchtigkeitsanforderung
EAS	Equivalent Airspeed
EASA	Europäischen Agentur für Flugsicherheit, ersetzt JAA
GFK	glasfaserverstärkter Kunststoff, Verbundwerkstoff
GPS	Global Positioning System, weltweites Satellitenortungssystem,
HAW	Hochschule für angewandte Wissenschaften in Hamburg
HFC	Hanseatischer Fliegerclub der Deutschen Lufthansa
JAR	Joint Aviation Requirements, Regelwerk zur Organisation des Luftverkehrs von europäischen Ländern Joint Aviation Authorities (JAA)
LiPo	Lithium-Polymer, Batterientyp
LTF-UL	Bauvorschrift für die Luftüchtigkeitsanforderung von Ultraleicht-Flugzeugen
MCU	Motor Control Unit
OUV	Oskar-Ursinus-Vereinigung – Deutsche Gesellschaft zur Förderung des Selbstbaus von Luftfahrtgerät e.V.
PDU	Power Distribution Unit
TUHH	Technische Universität Hamburg Harburg

5.2 Symbole

A	Streckung (aspect ratio)
AC	Aerodynamisches Zentrum der Tragfläche (aerodynamic Center)
AC_{HT}	AC des Höhenleitwerks
AC_{VT}	AC des Seitenleitwerks
A_{HT}	Höhenleitwerksstreckung (horizontal tail aspect ratio)
b	Spannweite (wing span)
bhp	Motorleistung in Dichtehöhe
b_{HT}	Höhenleitwerksspannweite (horizontal tail wing span)
C	Entladerate
C	Speicherkapazität der Batterie
C_{DO}	Wiederstandsbeiwert (drag coefficient)
C_{FE}	Oberflächenwiederstandsbeiwert (parasitic drag coefficient)
CG	Schwerpunktlage (center of gravity)
CL	Auftriebsbeiwert (lift coefficient)
CL_{Design}	Entwurfsauftriebsbeiwert
$CL_{Max-Clean}$	maximaler Auftriebsbeiwert, ohne Klappen
$CL_{Max-Flapped}$	maximaler Auftriebsbeiwert, Klappen in Landestellung
$C_{Nh\alpha}$	Normalkraft am Höhenleitwerk mit Anstellwinkel α
$C_{N\alpha}$	Normalkraft der Tragfläche mit Anstellwinkel α
C_{Root}	Flügeltiefe an der Wurzel (root chord)
C_{Tip}	Flügeltiefe an der Spitze (tip chord)
D	Abstand zwischen Neutralpunkt NP und AC im Verhältnis zu MAC
D	Widerstand (drag)
D_{fix}	Abstand zwischen Neutralpunkt NP und AC im Verhältnis zu MAC festgehaltenem Höhenruder
D_{free}	Abstand zwischen Neutralpunkt NP und AC im Verhältnis zu MAC bei losgelassenem Höhenruder
EAS	Equivalent Airspeed
g	Erdbeschleunigung (gravity $g = 9.80665\ m/s^2$)
I	Stromstärke
ih	Einstellwinkel des Höhenleitwerks (incidence angle)
K	Widerstands-Auftriebs-Faktor (drag-to-lift factor)
k	Konstante
Kg	Abminderungsfaktor
L	Auftrieb (lift)
l	Länge
L/D	Gleitzahl (lift to drag ratio)
L_{HT}	Strecke von AC zu AC_{HT}
L_{VT}	Strecke von AC zu ACVT
M/S	Tragflächenbelastung (wing loading)
MAC	mittlere Flügeltiefe (mean geometric chord)
MTOW	Höchstzulässiges Abfluggewicht (max. take off weight).
n	Lastvielfaches (load factor)

NP	Neutralpunkt (neutral point)
NP_{fix}	Neutralpunkt bei festgehaltenem Höhenruder (stick fixed neutral point)
NP_{free}	Neutralpunkt bei losgelassenem Höhenruder (stick free neutral point)
P	Leistung (power)
p	statischer Luftdruck (static pressure)
q	Staudruck (dynamic pressure)
r_H/S	Verhältnis zwischen Leitwerkshebel und Flügelhalbspannweite
r_H/S	Verhältnis zwischen Leitwerkshöhe über Flügelauftriebsebene zur Flügelhalbspannweite
S	Tragfläche (wing area)
S_{HT}	Höhenleitwerksfläche (horizontal tail area)
S_{VT}	Seitenleitwerksfläche (vertical tail area)
Swet	Oberfläche (wettet area)
T	Schub (thrust)
T.O.P.	Takeoff Parameter
U	Spannung
Ude	Böengeschwindigkeit (derived gust velocities)
V	Fluggeschwindigkeit (airspeed)
V_A	Manövergeschwindigkeit (design manoeuvering speed)
Vbar	Leitwerksvolumen (tail volume ratio)
V_C	Reisegeschwindigkeit (design cruising speed)
V_{Cruise}	Reisegeschwindigkeit (design cruising speed)
V_D	Höchstgeschwindigkeit (design dive speed)
V_{HT}	Windgeschwindigkeit am Höhenleitwerk
V_{Max}	Maximalgeschwindigkeit (maximum horizontal speed)
V_{NE}	Höchstgeschwindigkeit (never exeed speed)
V_{Stall}	Überziehgeschwindigkeit (stall speed)
Vv	Steigrate (climbrate)
W	Gewicht (weight)
We	Leergewicht (empty weight)
Wo	Maximales Abfluggewicht (maximum takeoff weight)
Wo /S	Tragflächenbelastung (wing loading)
Wpay	Nutzlast (payload)
Z	Ladezyklen der Batterie

Griechische Symbole

α	Anstellwinkel Tragfläche (angle of attack)
$\alpha 0$	Anstellwinkel bei Nullauftrieb
αh	Antstellwinkel Höhenleitwerk
δte	Ausschlagwinkel der Trimmung (trim elevator deflection)
$\delta \varepsilon$	Ausschlagwinkel (elevator deflection)
ε	Abwindwinkel (downwash angle)
λ	Zuspitzungsverhältnis des Flügels (taper ratio)
Λ	Streckung (Wing aspect ratio)
$\rho 0$	Luftdichte auf Meereshöhe (density of air at sea level)
ρ	Luftdichte (density of air)
σ	relative Luftdichte (relative density o fair), $\sigma = \rho/\rho 0$
μg	Massenverhältnis (aeroplane mass ratio)

5.3 Abbildungs- und Tabellenverzeichnis

5.4 Quellenverzeichnis

Literaturverzeichnis

1) European Aviation Safety Agency; Bauvorschrift CS-VLA; Certification Specifications for Very Light Aeroplanes, EU 2009

2) Heintz, Chris; Flying on your own Wings, USA 2009

3) Raymer, P. Dan; Aircraft Design – A Conceptual Approach, USA 2006

4) Raymer, P. Dan; Simplified Aircraft Design for Homebuilders, USA 2007

5) Rögner, Bernhard; Flugwissen; Vorlesungsaufzeichnung; Österreich 2006

6) Roncz, John; Designing your Homebuild, Sport Aviation Magazin, 03/1990 – 02/1991

7) TU Delft; Flight Dynamics; Summary; Niederlande 2011

Internetquellen

8) http://flightlab.net/Flightlab.net/Download_Course_Notes.html

9) http://silence-aircraft.de/

10) http://www.aerostudents.com/thirdyear/flightDynamics.php

11) http://www.flyhummel.com/index.htm

12) http://www.geigerengineering.de/

13) http://www.ifb.uni-stuttgart.de/index.php/forschung/ flugzeugentwurf/ hydrogenius

14) http://www.mbsroegner.bizland.com/

15) http://www.nasa.gov/offices/oct/early_stage_innovation/ centennial_challenges/general_aviation/index.html

16)http://www.pc-aero.de/

17) http://www.r-g.de/

18) http://www.sdplanes.com/sd1d.htm

19) http://www.yuneec.co.uk/

20) http://www.e-motor.fr/

21) http://adamone.rchomepage.com/cg_calc.htm

5.5 Ausschreibungsunterlagen

OUV Träumen-Bauen-Fliegen
Deutsche Gesellschaft zur Förderung des Selbstbaus von Luftfahrtgerät e.V.
Oskar-Ursinus-Vereinigung – OUV - DGSL
Kooperationspartner des Deutschen Aero-Club (DAeC) , Mitglied in der AOPA

Flugzeug-Design-Wettbewerb der OUV

Ziel des Wettbewerbs
Die Oskar-Ursinus-Vereinigung veranstaltet einen Design-Wettbewerb für Flugzeuge, die im Selbstbau hergestellt werden können. Ziel des Wettbewerbes ist die Förderung von Innovationen in diesem Sektor des Flugzeugbaues, eine Förderung des studentischen Nachwuchses im Flugzeugbau und damit auch eine stärkere Verbindung der OUV mit den Hochschulen in Deutschland, eine Förderung der Idee der Verwirklichung eigener Flugzeugpläne und damit eine Mobilisierung der OUV-Mitglieder und Flugzeug-Enthusiasten an sich.

Anforderungen
Entworfen werden soll ein innovatives ein- oder zweisitziges Flugzeug, das sich besonders gut für den Selbstbau durch private Erbauer eignet. Es soll möglichst vielen Menschen mit durchschnittlich handwerklichem Geschick den Zugang zum Selbstbau eröffnen, ohne dass dabei von dem/n Erbauer/n kommerzielle Zwecke verfolgt werden. Auch wenn für den Wettbewerb noch keine detaillierten Konstruktions-Zeichnungen erstellt werden müssen, so sind doch folgende Leitgedanken beim Entwurf zu beachten:
Die Wahl der Baumaterialien ist frei, zu achten ist jedoch auf eine einfache, unkomplizierte und kostengünstige Möglichkeit der Fertigung der Zelle, der Beschlagsteile, der Steuerung und des Fahrwerkes, wobei eine gut ausgestattete Heimwerker-Werkstatt angenommen werden kann. Positiv bewertet wird, wenn möglichst wenig unterschiedliche Teile für das Flugzeug benötigt werden. Es ist auch möglich, dass bestimmte Teile der Zelle in einmalig herzustellenden, komplexeren Vorrichtungen gefertigt werden, die entweder an den Selbstbauer ausgeliehen werden oder in denen die OUV oder der Konstrukteur Teile herstellt und zu Selbstkosten an die Erbauer verkauft (z. B. Schweißvorrichtungen für einen Stahlrohr-Rumpf oder Formen für ein Faserverbund-Teil). Es sollen, sofern für das Flugzeug möglich, einfache Systeme vorgesehen werden. Auch nicht-Luftfahrt-Teile sind zulässig, sofern sie ein äquivalentes Maß an Sicherheit bieten. Es sollen für den Bau generell nur Materialien vorgesehen werden, deren Eigenschaften eindeutig bekannt sind (kein unbezeichnetes Baumarkt-Material, keine nicht gekennzeichneten Schrauben oder Bolzen) oder deren Eigenschaften leicht durch den/die Erbauer nachgeprüft werden können (z. B. Holz). Werden DIN-Materialien beim Bau vorgesehen, so ist bei der Festigkeitsauslegung ein Abschlag von 15% auf veröffentlichte Materialkennwerte anzusetzen.
Die flugmechanische Auslegung des Flugzeuges soll so sein, dass das Flugzeug von durchschnittlichen Privatpiloten einfach geflogen werden kann. Gute Flugleistungen sind ein Bonus, sollen aber zu Gunsten guter Flugeigenschaften zurückstehen.
Das Flugzeug soll in seinen Eigenschaften und seiner Konstruktion weitgehend den aktuellen Lufttüchtigkeitsforderungen CS-/JAR-VLA oder CS-/JAR-23 (alternativ auch LTF-UL) entsprechen. Sofern im Wettbewerbs-Zeitraum noch zumindest als Draft veröffentlicht, kann auch die CS-LSA verwendet werden.

Einzureichende Unterlagen:
- Maßstäbliche Drei-Seiten-Ansicht und ein Datenblatt
- Übersicht des Cockpit-Bereiches mit Sitzposition des/der Insassen,
- Übersicht über die Haupt-Struktur-Elemente des Flugzeuges
- Übersicht über die Steuerung des Flugzeuges
- System-Schemata (z. B. Kraftstoff-System)
- Vorschlag für einen geeigneten Antrieb und Übersicht des Triebwerks-Einbaues
- Abschätzung der zu erwartenden Steigrate, der Geschwindigkeit des besten Steigens und der Horizontalfluggeschwindigkeit bei maximaler Dauerleistung
- V-n-Diagramm für Manöver und Böen
- Abschätzung der Leermasse und des Leermassen-Schwerpunktes
- Massen-Schwerpunkts-Diagramm
- Abschätzung des Neutralpunktes bei festgehaltenem und losgelassenem Höhenruder
- Beschreibung eines Fertigungskonzeptes, das die Möglichkeiten des privaten Selbstbaues berücksichtigt
- Beschreibung eines Geschäfts-Modells, mit der das Vorhaben, ein solches Flugzeug zu entwickeln, einen Prototypen zu bauen, zu erproben und Bauunterlagen für den Nachbau zu erstellen umgesetzt

werden könnte.
- Mini-Mock-Up oder Modell, sofern für das Vorhaben hilfreich und möglich (führt nicht zu höherer Bewertung)

Teilnehmer
Die Teilnahme am Design-Wettbewerb steht jedem offen. Besonders angesprochen werden Studentengruppen und Hochschulen, private, nicht kommerzielle Gruppen und natürlich OUV-Mitglieder.

Bewertung und Preisvergabe
Die eingereichten Entwürfe werden von der Bewertungskommission nach folgenden Kriterien geprüft und bewertet (jeder Punkt hat gleiche Gewichtung):

- Vollständigkeit der eingereichten Unterlagen
- Eignung des Entwurfes für den Selbstbau
- Eignung des Entwurfs als Mittel zur Förderung des Selbstbaues
- Beurteilung der technischen Unterlagen auf Machbarkeit und Glaubwürdigkeit
- Beurteilung des Fertigungskonzeptes
- Beurteilung des Geschäfts-Modells

Die Bewertungskommission kann zusätzliche Punkte bei der Bewertung heranziehen.
Der Gewinner des Wettbewerbes erhält 5000 €. Ist kein eindeutiger Gewinner feststellbar, so kann der Preis auch zwischen mehreren Wettbewerbern geteilt werden. Erfüllt keiner der eingereichten Entwürfe den geforderten Mindest-Standard, so kann der Preis auch reduziert oder gar nicht vergeben werden.

Bewertungskommission
Die Bewertungskommission setzt sich aus Mitgliedern des OUV-Projektausschusses und aus sachkundigen Mitgliedern der OUV zusammen. Die Mitglieder der Bewertungskommission werden durch das OUV-Präsidium bestimmt.

Urheberrecht
Gemäß § 2 UrhG werden Werke der Literatur, Wissenschaft und Kunst durch das Urheberrecht geschützt. Unter Design wird die „äußere Erscheinungsform eines Erzeugnisses" verstanden. Dieses ist ebenfalls urheberrechtlich geschützt. Der Urheber eines urheberrechtlich geschützten Designs hat das alleinige Recht zur Veröffentlichung, Verwertung, Vervielfältigung, Verbreitung und Ausstellung des Designs. Der Designer kann nach § 31 UrhG einem anderen das Recht einräumen, das Werk auf einzelne oder alle Nutzungsarten zu nutzen.
Um dem Ziel dieses Wettbewerbs gerecht zu werden, das Design für ein Flugzeug zu entwerfen, welches dann im Rahmen des Selbstbaus durch ein/mehrere Mitglied/er der OUV hergestellt wird, ist es erforderlich, dass der Designer seine Nutzungsrechte an den eingereichten Unterlagen der OUV bzw. den OUV-Mitgliedern einräumt. Hierzu erhält der Designer im Zusammenhang mit seiner Anmeldung zur Teilnahme am Wettbewerb eine Vereinbarung über die Einräumung von Nutzungsrechten mit der OUV bzw. deren Mitgliedern, die er gegenzuzeichnen hat. Eine Teilnahme des Designers am Wettbewerb ist nur möglich, wenn der OUV neben der Anmeldung des Projektes auch die vom Designer gegengezeichnete Erklärung über die Einräumung des Nutzungsrechtes durch die OUV bzw. deren Mitglieder vorliegt.

Zeiten und Termine
Es wird ausdrücklich eine Anmeldung zur Teilnahme am Wettbewerb bei der OUV-Geschäftsstelle gefordert.
Anmeldeschluß ist der 31. Oktober 2011 (Eingang der Anmeldung bei der OUV-Geschäftsstelle).
Die geforderten Wettbewerbsunterlagen sind spätestens bis 31. Januar 2012 bei der OUV-Geschäftsstelle einzureichen.
Der Gewinner des Wettbewerbes wird bei der OUV-Wintertagung 2012 bekannt gegeben.

Adresse
OUV-Geschäftsstelle
Schützenstraße 2
D-72511 Bingen-Hitzkofen
email: gs-ouv@t-online.de